



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학박사학위논문

프로펠러 항공기에 대한
능동소음제어 적용과 음질 분석 연구

Active Noise Control and Sound Quality of
Propeller-driven Aircraft

2018년 2월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

윤 기 섭

요약(국문초록)

터보프롭 중형항공기 내부 소음은 톤 성분이 강한 저주파 성분으로 구성된 것으로 알려져 있는데, 점진적으로 높아지는 수요와 중요성에도 불구하고 여전히 높은 소음도로 인해 승객의 만족감이 높지 못한 것으로 알려져 있다. 또한 연구 방법에 대해 한 가지 연구 방법론 (수치해석적 연구 또는 실험적 연구)에 한정된 연구만이 진행되고 있어, 항공기 내부 소음을 개선하기 위한 근본적인 연구 또는 해결책이 부재하고 있는 상황이다. 따라서 본 연구에서는 차세대 운송 수단으로 주목받고 있는 터보프롭 중형항공기의 객실 내부의 음질을 개선하기 위한 기초 연구를 진행하며, 이를 위해 수치해석적 연구 방법과 실험적 연구 방법을 연계한 다학제간 연구를 진행한다.

전반부(2~3장)에서는 객실 내부 소음에 대한 공력 소음의 주도적 영향성을 확인하고자 ‘수치해석적 연구’를 진행한다. 이를 위해 먼저 2장에서는 공력 및 소음해석기법에 대한 신뢰성 검증을 진행한다. 검증을 위해 NASA에서 개발한 터보프롭용 프로펠러 SR-3를 사용하며, 공력 해석 기법 검증을 수행한 후 소음 해석 기법 검증을 진행한다. 공력 해석 기법 검증을 위해 등와선도 후류 모델과 곡선 와류요소를 적용한 자유 후류 와류 격자 기법을 사용하며, 최종적으로 계산된 공력 성능과 (이전 연구에서) 실험적으로 측정된 공력 계수값들 간의 비교를 통해 공력 해석 기법 검증을 수행한다. 소음 해석 기법 검증을 위해서는 음향상사법을 사용한다. 소음도를 산출하기 위해서 공력 성능 계산 결과를 활용하며, 최종적으로 산출된 소음도 값과 (이전 연구에서) 실험적으로 측정된 소음데이터 간의 비교를 통해 소음 해석 기법 검증을 수행한다. 다음으로 3장에서는 객실 내부의 소음 예측을 통한 공력 소음의 내부 소음에 대한 영향성

을 확인하기 위해 2장에서 검증한 해석기법은 물론 동체 내부 소음 예측 모델을 사용한다. 이를 통해 BPF 성분이 포함된 주파수 영역에 대해 1/3 옥타브 밴드 스펙트럼 데이터를 계산하며, 최종적으로 실제 운항 시 측정된 소음데이터와의 비교 및 분석을 수행한다.

후반부(4~6장)에서는 객실 내부 소음에 대해 능동소음제어기법을 적용함으로써 얻을 수 있는 불쾌감 저감 효과를 확인하기 위한 ‘실험적 연구’를 진행한다. 먼저 4장에서는 객실 내부 소음에 대한 인지적 특성을 심리음향학적 인자의 인지 한계점을 측정함으로써 확인한다. 실험 결과를 통해 객실 내부 소음의 주파수 대역에 대한 민감도를 분석하며, 능동소음제어기법을 적용할 때 고려할 수 있는 여러 경우에 대한 분석을 진행한다. 다음으로 5장에서는 능동소음제어기법을 적용하여 실질적으로 얻을 수 있는 소음 저감 효과를 확인한다. 이를 위해 소프트웨어는 물론이고 하드웨어를 직접 디자인하는 과정을 수행하며, 적절한 위치에 제어장치를 배치하기 위해 실험 공간에 대한 모드 분석을 수행한다. 최종적으로, 시스템의 복잡도에 따른 능동소음제어효과를 확인하며, 4장에서 도출된 실험 결과와 연계하여 결과 분석을 진행한다. 마지막으로 6장에서는 능동소음제어기법을 적용함으로써 얻을 수 있는 불쾌감 저감 효과를 심리음향학적 인자와 불쾌감 간의 상관관계를 분석함으로써 확인한다. 청감 실험을 진행할 때, 실험자가 의도하지 않은 요소들에 의한 영향성을 최대한 배제하고 피험자 개인의 특성을 실험 결과에 반영하기 위해 ‘master scale’을 사용하며, 심리음향학적 인자와 불쾌감 간의 상관관계를 정량화하기 위해 회귀 분석을 진행한다. 최종적으로 능동소음제어기법의 적용 효과를 심리음향학적 관점에서 분석하며, 6장까지 진행된 연구 결과를 통해 능동소음제어기법의 적용 방식과 향후 발전 방향에 대해 살펴본다.

주요어 : 프로펠러 항공기 소음, 공력 예측, 소음 예측, 소음의
인지 한계, 음질 분석, 능동소음제어, 불쾌감 평가
학 번 : 2011-20728

목차

요약(국문초록)	i
목차	iv
그림목차	vii
표목차	x
기호 및 약어	xi
1. 서론	1
1.1 연구의 필요성	1
1.2 연구 목적 및 내용	8
2. 터보프롭 항공기 프로펠러의 공력 및 소음 해석 기법 검증 11	
2.1 공력 검증	11
2.1.1 해석 및 검증 절차	11
2.1.2 결과 분석	17
2.2 소음 검증	21
2.2.1 결과 분석	21
3. 항공기 내부 소음에 대한 공력 소음의 영향성 분석 25	
3.1 해석 절차	26
3.1.1 공력 특성 해석	26
3.1.2 소음 특성 해석	28

3.2 해석 결과 분석	35
4. 항공기 내부 소음에 대한 심리음향학적 인자의 인지 한계 평가	37
4.1 청감 실험	37
4.1.1 자극음 구성	37
4.1.2 실험 환경	45
4.1.3 실험 절차	47
4.2 실험 결과 분석	53
4.2.1 Loudness 인지 한계 분석	53
4.2.2 Sharpness 인지 한계 분석	59
4.2.3 분석 결과에 관한 논의	61
5. 능동소음제어기법 적용을 통한 내부소음 저감 효과 분석	63
5.1 능동소음제어 실험	63
5.1.1 능동소음제어기법	63
5.1.2 알고리즘 분석	68
5.1.3 시스템 내 소프트웨어 구성 방법	84
5.1.4 실험 환경	86
5.1.5 실험 절차	96
5.2 실험 결과 분석	100
6. 청감실험을 통한 불쾌감 저감 효과 분석	104
6.1 청감 실험	104
6.1.1 자극음 구성	104

6.1.2 실험 환경	107
6.1.3 실험 절차	107
6.2 실험 결과 분석	109
6.2.1 PNE를 통한 Loudness 및 Sharpness 영향 분석	109
6.2.2 중형항공기 내부 소음에 대한 불쾌감 개선 효과 분석	114
6.2.3 능동소음제어 적용 및 향후 연구 방향에 대한 고찰 ...	115
7. 결론	119
7.1 연구 요약	119
7.1.1 공력 및 소음 해석	119
7.1.2 능동소음제어 적용 및 효과 분석	120
7.2 연구 의의 및 한계점	122
7.2.1 연구 의의	122
7.2.2 연구의 한계점 및 후속 연구를 위한 제언	123
참고문헌	125
부록	135
Abstract	149

그림 목차

<그림 1.1> 능동소음제어 적용 전후의 소음도 비교	5
<그림 2.1> 프로펠러 단면 및 제작된 모델 형상 (SR-3)	12
<그림 2.2> 프로펠러 단면과 와류 격자를 통해 모사된 프로펠러 형상 (SR-3) 13	
<그림 2.3> 받음각에 따른 공력 계수 계산 결과 (C_l), ($r/R = 0.655$) 15	
<그림 2.4> 받음각에 따른 공력 계수 계산 결과 (C_d), ($r/R = 0.655$) 15	
<그림 2.5> 받음각에 따른 공력 계수 계산 결과 (C_m), ($r/R = 0.655$) 16	
<그림 2.6> Advance ratio vs Torque coefficient ($M: 0.45$)	19
<그림 2.7> Advance ratio vs Thrust coefficient ($M: 0.45$)	19
<그림 2.8> Advance ratio vs Torque coefficient ($M: 0.60$)	20
<그림 2.9> Advance ratio vs Thrust coefficient ($M: 0.60$)	20
<그림 2.10> SR-3 프로펠러 풍동 실험 공간 위치 정보	23
<그림 3.1> 실제 프로펠러 형상과 와류 격자를 통해 모사된 프로펠러 형상 26	
<그림 3.2> 동체 표면 패넬화를 통한 내부 음장 예측 모델 개념도 28	
<그림 3.3> 동체 표면 격자 및 소음 해석 결과	30
<그림 3.4> 중형항공기 동체 TL (Transmission Loss) 정보	32
<그림 3.5> 중형항공기 동체 α (Absorption coefficient) 정보	32
<그림 3.6> 음파의 입사각(Incidence angle, γ) 개형도	33
<그림 3.7> 동체 표면, 수음점 및 원점 위치 설명 도식도	34
<그림 3.8> 측정 결과와 예측 결과 비교: 1/3 옥타브 밴드 스펙트럼 및 소음도 35	

<그림 4.1> 실험 공간 내 음향장 생성을 위한 스피커 위치 정보 (단위: cm)	40
<그림 4.2> 음장 구현을 위한 피드백 시스템 구성도	40
<그림 4.3> 최종 사용된 기본음 정보	41
<그림 4.4> 주파수 크기 대역 설정 방법 예시	42
<그림 4.5> 주파수 대역 내 크기 변화 예시	44
<그림 4.6> 자극음 재생에 사용된 플레이백 시스템(playback system) 구성도	46
<그림 4.7> 플레이백 시스템의 주파수 특성 (Frequency characteristic)	46
<그림 4.8> Loudness 계산 과정 예시	49
<그림 4.9> 1-up 1-down stepping rule 예시	52
<그림 4.10> 각 주파수 대역 성분 제거 전·후 비교 (Specific loudness)	54
<그림 4.11> 소음의 크기에 따른 JDNL 변화 (white noise)	57
<그림 4.12> 소음의 크기에 따른 JDNL 변화 (1kHz)	57
<그림 5.1> 능동소음제어의 기본 원리 (영 ‘Young’ 의 파의 중첩)	64
<그림 5.2> 피드포워드 (Feed-forward) 방식 도식도	65
<그림 5.3> 피드백워드 (Feed-backward) 방식 도식도	65
<그림 5.4> 경계 조건 (Causality condition) 도식도	66
<그림 5.5> 음향학적 피드백 (Acoustic feedback) 도식도	66
<그림 5.6> Steepest gradient 개념도	69
<그림 5.7> 오차 경로 (Error path) 도식도	71
<그림 5.8> FXLMS 알고리즘 블록선도	72
<그림 5.9> Off-line modeling 도식도	74
<그림 5.10> Off-line modeling을 통해 계산된 $\hat{s}(n)$	84

<그림 5.11> 1차 피드포워드 능동소음제어 개념도	86
<그림 5.12> 설계된 ANC board (좌: ADDA board, 우: DSP board) ·	91
<그림 5.13> 직렬 통신 (Serial communication) 예시	92
<그림 5.14> 병렬 통신 (Parallel communication) 예시	92
<그림 5.15> 하드웨어 장치 구성도	93
<그림 5.16> 마이크روف폰의 주파수 특성 (Frequency characteristic)	94
<그림 5.17> LPF의 주파수 특성 (Frequency characteristic)	94
<그림 5.18> 실험 공간 구성도 (Case 1: One error-signal)	98
<그림 5.19> 실험 공간 구성도 (Case 2: Two error-signal)	99
<그림 5.20> 능동소음제어 적용 전 · 후의 소음도 (1/3 octave band)	103
<그림 5.21> 능동소음제어 적용 전 · 후의 소음도 (FFT, Case 2)	103
<그림 6.1> Sharpness 변화 전 · 후의 주파수 성분 변화	106
<그림 6.2> Pink noise에 대한 불쾌감 변화 예시 (지수형 회귀 모델)	109
<그림 6.3> Sharpness 변화에 따른 불쾌감 변화 (Loudness 일정)	110
<그림 6.4> Loudness 변화에 따른 불쾌감 변화 (Sharpness 일정)	111
<그림 6.5> 심리음향학적 인자들과 불쾌감(PNE) 간의 선형 회귀 모델	113

표 목차

<표 2.1> SR-3 프로펠러 풍동 실험 소음 측정 데이터 위치 정보	23
<표 2.2> SR-3 프로펠러 풍동 실험 소음데이터 측정 시 운용 정보	24
<표 2.3> Case 1: 전진속도 M : 0.5	24
<표 2.4> Case 2: 전진속도 M : 0.55	24
<표 3.1> 실제 터보프롭 중형항공기 운항 정보	27
<표 4.1> 능동소음제어 전·후의 음질 분석 결과	41
<표 4.2> 자극음 생성을 위해 사용된 필터 정보	43
<표 4.3> Loudness 인지 한계 측정 결과 (base: 67.70 sone)	53
<표 4.4> Sharpness 인지 한계 측정 결과 (base: 1.29 acum)	59
<표 4.5> 1번 밴드에 대한 Loudness & Sharpness 인지한계 측정 결과	61
<표 5.1> 능동소음제어 적용 방식에 따른 장·단점	67
<표 5.2> 소프트웨어 내 사용된 알고리즘 및 이론적 고려 사항	85
<표 5.3> 실험 공간 내 모드 분석 결과	97
<표 6.1> 능동소음제어 전·후의 음질 분석 결과	105
<표 6.2> 생성된 자극음의 Loudness & Sharpness 정보	106
<표 6.3> 심리음향학적 인자들과 불쾌감 간의 회귀 분석 결과	113
<표 6.4> 능동소음제어 전·후의 불쾌감 개선 효과 분석	114

기호 및 약어

Latin symbols

r/R	non-dimensional radial distance from hub
c_0	ambient speed of sound
T_0	ambient temperature
C_l	lift coefficient
C_d	drag coefficient
C_m	momentum coefficient
C_Q	torque coefficient
C_T	thrust coefficient
M	mach number
M_{tip}	tip mach number
C_p	power coefficient
A_α	area inner-side wall of the fuselage
A_t	area outer-side wall of the fuselage
A_H	amplitude before considering the reflection effect
$\overline{A_H}$	amplitude after considering the reflection effect
r	distance between the rotor hub and ambient point
L_G	critical band level
I_G	excitation level
N'	specific loudness level
N	total loudness level

S	total sharpness level
$g(z)$	weighting function for calculating S
$e(n)$	error signal
$d(n)$	residual signal
$y(n)$	control signal
$w(n)$	filter coefficient
$x(n)$	reference signal
w_{opt}	optimized filter coefficient
L	order of filter
P_x	power of reference signal
S	transfer function expressing actual error path in z-domain
\hat{S}	transfer function expressing estimated error path in z- domain
$s(n)$	transfer function expressing actual error path in time domain
$\hat{s}(n)$	transfer function expressing estimated error path in time domain
M_l	length of moving window

Greek symbols

α	absorption coefficient
α_n	normalized convergence coefficient
β	smoothing parameter
γ	incidence angle to the fuselage
γ_l	coefficient used to derive Leaky method
θ	phase difference between two transfer function (actual & estimated error path)
μ	convergence coefficient
ν	leaky factor
$\xi(n)$	cost function used to derive Leaky method
ρ_0	ambient density

Mathematical symbols

∇_n	gradient of $e^2(n)$
------------	----------------------

Subscripts

nor	normalized value
-------	------------------

Abbreviations

ADC	analog to digital converter
ASE	adaptive noise equalizer
ASQC	active sound quality control
BEM	boundary element method
BEMT	blade element and momentum theory
BPF	blade passage frequency
CFD	computational fluid dynamics
DAC	digital to analogy converter
DSP	digital signal processor
ERB	equivalent rectangular bandwidth
FEM	finite element method
FFT	fast fourier transform
FXLMS	filtered-x least mean square
HATS	head and torso simulator
ISO	international organization for standardization
JNDL	just noticeable differences in level
JNVF	just noticeable variations in frequency
LMS	least mean square
LPF	low pass filter
MIMO	multi input multi output
MSE	mean square error
NR	noise difference between interior and exterior of fuselage
PNE	pink noise equivalent level
PNEdB	noise level expressed in PNE

RETSPL	reference equivalent threshold sound pressure level
SEA	statistical energy analysis
SISO	single input single output
TL	transmission loss

1. 서론

1.1 연구의 필요성

항공기는 운반할 수 있는 승객이나 화물의 규모에 따라 대형, 중형, 소형 등으로 나뉘 수 있으며 각 분류에 속하는 항공기가 지난 두 세기 간에 다양하게 생산되었다. 그러나 이 중 회전하는 프로펠러, 회전익에 의해 동력을 생산하고 비행을 진행하는 항공기는 주로 중형 이하의 규모를 가진다. 또한 소형 항공기의 경우 운송 규모 및 운용 반경이 다른 두 종류에 비해 매우 작아 상대적으로 생산 및 운용 비율이 낮다. 따라서 소형보다는 중형항공기에 초점을 맞춰 연구를 진행해야 될 필요성이 있다.

중형항공기는 일반적으로 50~100인승 규모의 Regional Aircraft를 말하며, 대략 1800~2800km의 운용 반경을 지니고 있다. 중형항공기는 주로 국가 간의 운행보다는 지역 간의 운행에 사용되는데, 세계적인 경제 성장으로 인한 지역 간 항공 운송 수요 증가로 인해 중형 항공기에 대한 수요가 점점 늘어나고 있는 추세이다[1,2,3]. 중형항공기 산업은 2001년 이후 지속적인 성장세를 보이고 있으며, 특히 2012년부터 2013년까지 1년 간에는 18.2%의 성장률을 보일 정도로 크게 성장한 바 있다[2]. 계속해서 10% 이상의 성장률을 보이기는 어려울 것으로 예상되나, 장기적 관점에서 볼 때 계속해서 성장할 것으로 예상되고 있다[2].

중형항공기는 주로 2종류로 분류될 수 있다. 사용되는 엔진의 종류에 따라 터보 젯 중형항공기와 터보 프롭 중형항공기로 나뉘는데, 최근에는 상대적으로 중저속에서부터 고속까지 고르게 비행효율을 유지할 수 있다는 강점으로 인해 (2000년대 이후) 터보프롭 중형항공기의 비중이 점점 커지고 있으며[1,4], 터보프롭 중형항공기에 대한 수요는 2015년 대비 2035년까지 50%이상 증가할 것으로 내다보

고 있다[3].

그러나 중형항공기 및 터보프롭 방식에 대한 수요가 높아짐에 따라 여러 문제점이 제기되고 있다. 그 중 가장 주목받고 있는 문제는 객실 내부의 소음도 크기에 의한 승객의 불쾌감 문제이다. 승객들이 장거리, 긴 시간동안 탑승하게 되는 대형 항공기와는 달리, 중형항공기의 경우 탑승 시간이 상대적으로 짧기 때문에 비교적 큰 객실 소음에도 불구하고 탑승객들이 불만을 제기하는 경우가 상대적으로 적었다. 하지만 환경 소음에 대한 관심이 점차 높아지고, 주요 운송 수단 (도로 교통 소음, 철도소음, (대형) 항공기 소음) 등에 대한 불쾌감 연구가 진행됨에 따라, 차세대 주요 운송 수단으로 기대되는 (회전익) 중형항공기 객실 소음에 대한 문제가 대두되고 있다[5~8].

터보 프롭 중형항공기 내부 소음이 문제가 되는 이유는 ‘저주파 대역 내 생성된 지배적 크기의 톤 성분’ 때문이다. 톤 성분은 프로펠러를 동력 수단으로 사용함으로써 발생하게 되는 BPF(Blade Passage Frequency)에 의해 생성되는데, 평균 80dB, 심한 경우 90dB 이상의 전체 소음도를 야기하는 톤 성분을 생성하는 것으로 알려져 있다[5~6]. 대형 항공기의 경우 객실 내부 소음이 평균 65~70dB 수준인 것을 고려해보면 작게는 10배, 크게는 100배 이상 크기의 소음도에 중형항공기 탑승객은 노출되어 있는 것이며 이는 심리적인 피해를 넘어 신체적인 피해를 줄 수도 있을 것으로 판단되고 있다 [5~6,9].

객실 내부 소음은 물론 여러 문제를 해결하기 위해 국내·외적으로 터보 프롭 중형항공기와 직·간접적으로 연관된 다양한 연구가 진행되어 왔으며 지금도 진행되고 있다. 기존의 연구 결과를 요약하면 크게 3가지로, ① 공력 및 소음 해석 분야, ② 능동소음제어 분야, ③ 청감 실험 및 심리음향학적 연구 분야로 요약할 수 있다.

1) 공력 및 소음 해석 분야

터보프롭 중형항공기와 관련된 공력 및 소음해석 연구는 크게 회전익에 작용하는 공력 성분 해석, 동체 내·외부음장 해석 등으로 구분될 수 있다.

먼저, 회전익에 작용하는 공력 성분에 대한 해석은 BEMT(Blade Element and Momentum Theory), Lifting surface 이론 기반의 수치기법, CFD(Computational Fluid Dynamics)를 통해 주로 이뤄지고 있다[10]. 이 중 BEMT의 경우 비정상 유동을 해석하기 어려운 점 등의 한계점이 존재하기 때문에, 초기의 블레이드 설계 단계 등의 다양한 익형에 대한 공력 해석이 필요한 경우 외에는 주로 Lifting surface 이론 기반의 수치기법이나 CFD기법을 통해 공력 성능을 예측하고 있다[11]. 특히 최근에는 컴퓨터의 계산 성능 향상 등으로 인해 CFD기법이 점점 더 많이 사용되고 있으나, 정확한 후류 모사와 계산 비용에서의 장점으로 인해 Lifting surface 이론 기반의 수치기법도 여전히 많이 사용되고 있다[12~13].

회전익에서 발생하는 소음의 전파로 인해 동체 외부에 형성되는 음압을 예측하기 위해서 음향상사법이 많이 사용되고 있다. 특히, F.Farassat 1A를 통해 FW-H 방정식을 수치적으로 구현한 시간영역 방법이(Time domain method) 꾸준히 연구적 방법으로 사용되고 있다[14~16]. 반면, 동체 내부 음장 예측을 위한 해석 방법으로는 FEM(Finite Element Method), BEM(Boundary Element Method), SEA(Statistical Energy Analysis) 등의 방법이 많이 사용되고 있다[17~19].

동체 내부 해석 방법으로 제시된 수치해석 기법들은 (음향학적 이슈와 관련하여) 일반적으로 구조 음향학적(Structural acoustics) 문제를 해결하기 위한 방법으로 많이 제시된다. 특히 FEM은 구조물이 존재하는 공간 내부의 음장에 대해 저주파 대역의 소음 해석에 적

합하며, SEA는 고주파 대역의 소음 해석에 적합한 것으로 알려져 있다[18~19]. 반면, BEM은 FEM과 유사하게 저주파 대역의 소음 해석에 적합한 것으로 알려져 있으며[17], 상황에 따라 유동적으로 BEM과 FEM 중 효율적인 방법을 선택해 해석을 진행하는 경우가 많다. 또한, 최근에는 저주파 영역의 해석에 효율적인 FEM/BEM과 고주파 영역의 해석에 효율적인 SEA를 혼합한 hybrid 형식의 해석 기법을 통해, 모든 영역의 주파수 특성을 정확도 높게 예측하기 위한 방법이 연구되고 있다[20].

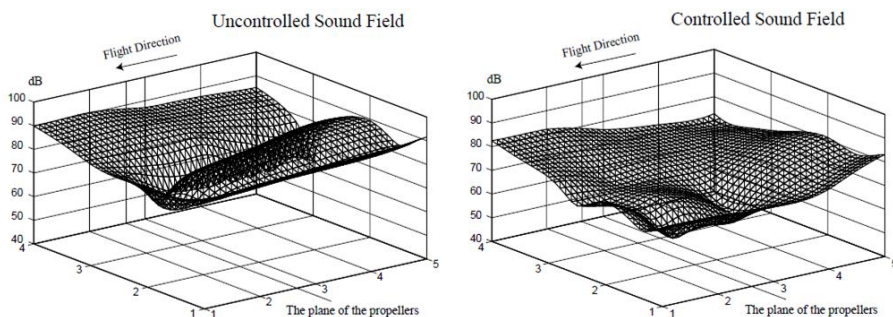
이외에도 위의 세 해석 방법에 비해 소수지만 동체 표면을 패널 (Panel)화 하여 각 패널에서 발생하는 음압을 해석하는 등의 방법도 지속적으로 연구되고 있다[21,22].

2) 능동소음제어 분야

중형항공기와 내부의 소음을 저감하기 위해 능동소음제어기법을 적용하고자 하는 연구는 비교적 최근인 2000년대 이후 시작된 연구이다[5,23].

능동소음제어는 소음파를 평면파로 취급할 수 있는 1차원 음장에서서의 문제와 평면파로 취급할 수 없는 3차원 공간에서의 문제로 나눌 수 있는데, 2000년대 이전에는 실시간 제어의 어려움 때문에 덕트, 엔진의 배기관 등 1차원 음향 공간에서의 소음제어가 주로 연구되어 왔다[24~26]. 그러나 최근에는 DSP기술의 발달로 자동차와 비행기의 내부에서와 같이 3차원 음향공간에서의 능동소음제어 문제와 소음 신호의 특성 및 온도, 습도 등 주변 환경이 변할 때도 강건성 있게 작동하는 1차원 및 3차원 음향 공간에서의 적응 능동소음제어기법에 대한 연구가 활발히 이루어지고 있다[27~29].

최근 여러 터보프롭 항공기에 대해서 능동소음제어기법을 적용하여 객실 내부의 소음을 저감시키는 기술을 실용화한 사례가 있다. Saab사는 Saab2000에 능동소음제어 기법을 적용하여 약 5~10dB의 소음 저감 효과를 얻었다고 제시한 바 있다[5].



<그림 1.1> 능동소음제어 적용 전후의 소음도 비교[23]

<그림 1.1> 는 Saab 2000의 능동소음제어 기법 적용 전·후의 객실 내부음장의 변화를 나타낸 것이다. 그림을 살펴보면 능동소음제어 적용 전후의 객실 내부 음장의 소음이 큰 폭으로 저감되었음을 알 수 있다.

Saab사 외에도 Bombardier사에서는 터보프롭 항공기 Q400에 대해 능동소음제어 기법을 적용해 15dB 이상의 소음 저감 효과를 얻었다고 제시한 바 있다[6]. Saab사와 Bombardier사 간의 차이는 서로 다른 actuator를 사용함으로써 발생한 것으로 Saab사는 스피커를 actuator로 사용한다 반해 Bombardier사의 경우 동체의 벽면을 통과하는 진동을 감쇠시키는데 좀 더 집중하기 위해 actuator로 ‘force actuator’를 사용하였다. 결과적으로 Bombardier사의 Q400에서 소음 저감 효과가 더 뛰어난 것으로 나타났으며, 동체 내부의 음향장에 대한 이해와 정확한 actuator 선택의 중요성에 대한 연구 사례로 분석되고 있다.

그 외에도 UltraElectronics와 Lord사에서 능동소음제어 상품을 항공기에 적용한 사례가 있으며 계속해서 능동소음제어기법을 이용하여 기존에 저감하기 힘들었던 소음을 저감시키는 사례들이 많아져 능동소음제어에 대한 기대가 커지고 있다.

3) 청감 실험 및 심리음향학적 연구

중형항공기를 비롯한 항공기에서 발생하는 소음과 관련된 심리음향학적 연구는 크게 대상 소음에 대한 인지적 특성을 실험적으로 측정 및 분석하는 연구와, 불쾌감의 크기를 평가 또는 분석하는 연구로 구분될 수 있다. 전자의 경우 실험 결과 값들 간의 편차가 작고 청각 기관의 구조 및 특성과 실험 결과 값들 간의 연관성이 큰 것이 특징이다. 반면, 후자의 경우 피험자들 개개인의 주관적 특징, 예를 들어 성장 배경, 교육 수준 등 다양한 변수들에 의해 영향을

받으므로, 실험 결과를 분석하기 위해 전자의 경우에 비해 더 많은 노력과 시간이 필요하다.

최근 항공기 운행량이 점점 증가함에 따라 항공기 소음으로 인한 피해량을 정량화하는 연구가 진행되었으며, 항공기 소음에 비교적 긴 시간 노출되었을 때의 불쾌감을 평가하는 long-term annoyance estimation 연구와 항공기 소음에 비교적 짧은 시간 노출되었을 때의 불쾌감을 평가하는 short-term annoyance estimation 연구를 통해 다양한 불쾌감 모델이 개발되었다[30~31]. 또한, 배경소음이 있는 경우, 둘 이상의 환경소음이 복합된 경우에 대해 인지적 특성을 분석하는 등의 연구가 진행되었으며[32~33], 중형항공기의 경우 탑승시 만족감을 높이기 위해 다양한 심리음향학적 인자들을 lab test를 통해 분석하고 만족감과 심리음향학적 인자들 간의 상관관계를 정량화하는 등의 연구도 활발하게 진행되고 있다.[34]

정리하면, 터보프롭 항공기에 대해 공력 및 내·외부 소음 해석, 내부 소음을 저감하기 위한 방법 그리고 내부 소음의 음질 개선을 위한 방법들이 계속해서 연구되고 있다. 하지만, 국내·외적으로 진행된 다양한 연구에도 불구하고 아직 중형항공기의 경우 내부의 높은 소음으로 인해 자동차, 기차 등의 다른 운송 수단에 비해 탑승 환경이 열악하다. 또한, 대부분의 연구의 경우 연구 목적, 방법 등이 한 분야에 한정되어 있으며, 다양한 분야 간의 연계를 통한 통합적 연구가 진행되지 못하고 있다. 따라서, 본 연구에서는 향후 중형항공기 및 항공기 내부의 음질 개선을 위한 기초 연구로서, 중형항공기 객실 내부 소음을 예측하며, 능동소음제어기법을 적용함으로써 얻을 수 있는 불쾌감 저감 효과를 실험적 방법을 통해 분석한다.

1.2 연구 목적 및 내용

본 연구에서는 회전익에서 발생하는 공력 및 소음 예측 단계에서부터 능동소음제어기법을 적용함으로써 얻을 수 있는 불쾌감 저감 효과를 분석하기까지의 과정을 다룬다. 이를 통해 객실 내부 음장을 주도적으로 구성하는 소음 성분의 발생 및 전파 과정을 확인할 수 있으며, 다양한 소음 저감 방안 중 능동소음제어기법을 적용함으로써 얻을 수 있는 불쾌감 저감 효과를 정량적으로 확인할 수 있을 것으로 기대된다.

터보프롭 중형항공기의 경우, 객실 내부 소음은 크게 공기를 통해 전달되는 소음(airborne noise, 공기전달소음)과 동체 등 구조물을 통해 전달되는 소음(structure-borne noise, 구조전달소음)으로 구성된다. 또한, 공기전달소음은 BPF에 의존적인 톤 소음(Tonal noise)과 동체 표면에서 발생하는 난류 경계층 소음(Turbulent boundary layer noise)에 의한 광대역 소음(Broadband noise)으로 나눌 수 있다. 그러나 구조전달소음의 경우 톤 소음과 광대역 소음을 발생시키는 소음원을 각각 독립적으로 구분할 수 없으며, 구조전달소음에 의해 발생하는 광대역 소음의 경우 난류 경계층 소음에 비해 크기가 작아 소음 특성을 외부적으로 나타내지 못한다[35].

객실 내부 소음의 경우 공기전달소음 중 BPF에 의한 톤 소음이 지배적으로 나타나며, 주로 저주파 대역의 소음을 구성하게 된다. 또한, 난류경계층소음에 의해 주로 고주파 대역의 소음이 구성되며, 구조전달소음에 의해 모든 주파수 영역에 대해 BPF 성분들 외의 톤 성분이 추가적으로 나타나는 것으로 알려져 있다[35]. 본 연구에서는 객실 내부 음장의 음질 개선을 위해서 내부소음에 가장 지배적인 영향을 미치는 저주파 대역 톤 소음에 초점을 맞춰 연구를 진행한다.

객실 내부 음질 개선을 위한 방안으로 흔히 수동제어방식과 능동 제어방식이 제안된다. 수동제어방식은 동체를 구성하는 벽면 등의 재질을 변화·보강하는 방법을 통해 음장을 제어하는 방식으로 고주파 성분의 음장 제어에 효율적인 것으로 알려져 있다. 반면 능동 제어방식의 경우, 스피커나 압력 센서 등을 사용해 음장을 제어하는 방식으로 저주파 성분의 음장 제어에 효율적인 것으로 알려져 있다 [36]. 본 연구에서 저감하고자 하는 음장의 경우 주 성분이 저주파 대역에 위치하므로, 본 연구에서는 능동소음제어 기법을 사용해 연구를 진행하고자 한다.

결론적으로 본 연구의 목적은 회전익 중형항공기 내부 음질 개선을 위한 개선 방안을 제시하는 것이며, 세부적으로는 공력 소음이 항공기 내부 소음에 미치는 영향을 예측하는 동시에 능동소음제어 기법을 적용함으로써 얻을 수 있는 불쾌감 저감 효과를 실험적으로 확인하는 것이다.

본 연구는 총 7장으로 구성되어 있다. 1장에서는 서론을 통해 연구의 필요성 및 연구 목적과 연구 내용을 소개한다. 2장~6장은 본론으로, 크게 두 부분으로 나눌 수 있다. 먼저, 2~3장에서는 프로펠러의 공력 및 소음 성능에 대한 해석을 진행한다. 2장에서는 해석 기법의 신뢰성 검증을 위해 SR-3 프로펠러에 대한 공력 및 소음 해석 결과를 실험 결과와 비교 및 검증한다. 3장에서는 검증된 해석 기법과 추가적인 해석 방법을 사용해 실제 터보프롭 중형항공기 객실 내부의 소음을 예측하며, 이를 측정된 결과와 비교 및 분석한다. 비교·분석 결과를 통해 객실 내부 소음을 구성하는 주도적 소음원의 특징을 분석하며, 내부 소음에 대한 공기전달소음의 기여도를 확인한다.

두 번째 파트인 4~6장에서는 실험적 방법을 통해 소음 저감 방법 중 능동소음제어기법의 적용 가능성을 분석한다. 4장에서는 청감 실

험을 통해 4개의 주파수 대역에 대한 심리음향학적 인자들의 인지 한계를 평가하며, 실험 결과를 통해 소음 저감 방법이 효율성을 발휘하기 위한 주파수 대역별 최소 크기 변화량을 확인한다. 5장에서는 능동소음제어기법을 활용해 구현된 음장 내에서의 소음 저감 효과를 확인한다. 또한 4장에서의 실험 결과와의 비교를 통해 능동소음제어기법 적용으로 인한 효과를 인지적 측면에서 분석한다. 6장에서는 청감실험을 통해 능동소음제어기법 적용으로 인한 불쾌감 개선 효과를 분석한다. 실험 결과의 정량적 분석을 위해 Master scale 을 사용하며, 소음원 심리음향학적 인자의 변화에 따른 불쾌감의 크기변화를 분석한다. 마지막으로 7장에서는 결론을 통해 전체 내용을 정리하고 한계점과 후속 연구를 위한 보완점을 제시한다.

2. 터보프롭 항공기 프로펠러의 공력 및 소음 해석 기법 검증

본 장에서는 프로펠러의 공력 및 소음 해석 기법에 대한 신뢰성 검증을 위해 터보프롭 용으로 개발된 프로펠러를 사용한다. 공력 해석 기법 검증을 먼저 진행한 후 소음 해석 기법에 대한 검증을 진행하며, 해석 결과와 측정된 공력 및 소음 데이터 간의 비교 및 분석을 진행한다.

2.1 공력 검증

본 절에서는 lifting surface 이론 기반의 자유 후류 와류 격자 기법(free-wake vortex lattice method)을 사용하여 공력 해석을 진행하였다[37]. 추가적으로 등와선도 후류 모델과 곡선 와류 요소를 적용하여 해석에 소요되는 계산 비용을 감소시켰으며[38~40], 부분적으로 발생할 수 있는 압축성 효과와 점성 효과를 고려하기 위해 몇 가지 correction을 적용하였다. 단, 본 연구에서는 이전에 진행된 많은 연구들에서 사용된 해석 기법이 동일하게 사용하므로[12~13,41], 해석 기법에 대한 구체적인 서술은 ‘부록 A’에서 진행하며 본문에서는 검증을 위해 필요한 절차 및 정보를 살펴보고 결과 분석을 진행하도록 한다.

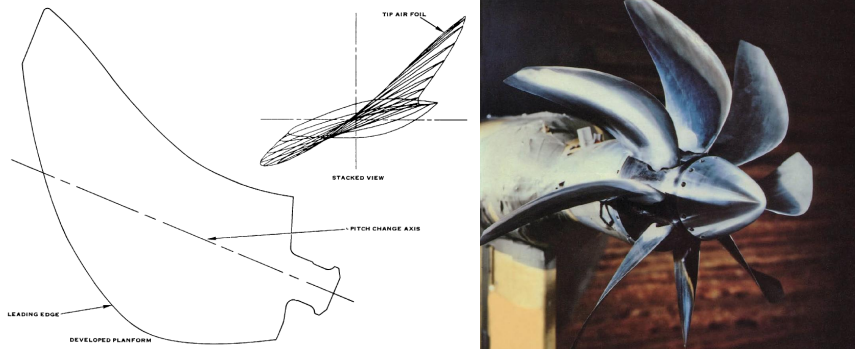
2.1.1 해석 및 검증 절차

프로펠러의 공력 성능을 해석 및 검증하기 위해서는 프로펠러 캠버면 위에 와류 격자 요소를 분포시키는 방법을 결정하고 블레이드 단면 익형에 대한 2D 공력 계수 테이블 정보를 확인해야 한다. 따라서 본 절에서는 SR-3 프로펠러에 대해 와류 격자 요소를 분포한 방

법과 2D 공력 계수 테이블 정보를 확인한 방법에 대해 서술하도록 한다.

1) 프로펠러 형상 정보 확인

본 연구에서는 공력 해석 기법의 검증을 위해 NASA에서 개발한 SR-3 프로펠러를 사용한다. SR-3는 SR-1, SR-2 에 이어 터보프롭 항공기용 프로펠러로 제작된 것으로 이전 모델에 비해 스윕각 (sweep angle)이 큰 것이 특징이다.



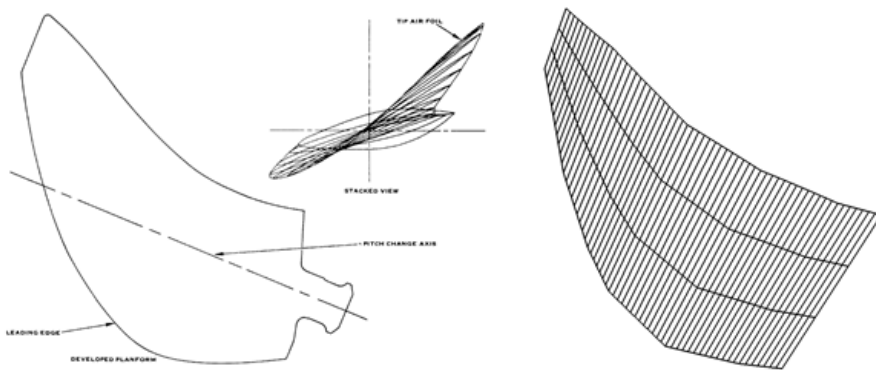
<그림 2.1> 프로펠러 단면 및 제작된 모델 형상 (SR-3) [42~43]

SR-3의 경우 실제 크기에 대해 풍동 실험을 통한 실험적 연구가 진행되는 등 제시되는 데이터가 많으며 프로펠러 형상에 대해서도 정형화된 데이터가 존재한다[43]. 또한, SR-3의 경우, 개발 목적 자체가 이후 터보프롭 항공기의 개발 및 성능 향상을 돕기 위한 것이므로, 이후 3장에 사용될 공력 해석 기법의 검증을 위해 사용될 수 있는 가장 적절한 프로펠러로 생각된다.

따라서 본 연구에서는 SR-3를 활용해 공력 해석 기법 검증을 진행하였으며, 이를 위해 $r/R = 0.240, 0.330, 0.490, 0.655, 0.740, 0.860, 0.990$ 의 총 7개의 블레이드 형상에 대해 공력 계수 테이블을 작성하였다.

2) 자유 후류 와류 격자 기법 적용

자유후류 와류 격자 기법을 적용하기 위해 블레이드 경계면 위의 와류 격자를 코드 방향으로 3개, 스패 방향으로 60개 배치하였다. 또한, 후류 와류의 격자 개수는 스패 방향으로 16개, 블레이드가 전진함으로써 발생하는 와류 요소는 108번째 단계까지의 데이터를 활용하여 유도 속도를 계산하였다. 프로펠러가 총 20바퀴 회전할 때까지 계산된 공력 데이터를 활용하여 예측을 수행했다. 계산에 사용된 대기 조건은 $\rho_0 = 1.205\text{kg/m}^3$, $c_0 = 343.42\text{m/s}$ 였다.



〈그림 22〉 프로펠러 단면과 와류 격자를 통해 모사된 프로펠러 형상 (SR-3) [43]

3) CFD를 활용한 블레이드의 2D 공력 계수 테이블 작성 결과

본 연구에서 공력 해석 기법의 검증에 위해 사용된 프로펠러는 NACA 16과 NACA 65/CA가 혼합된 형태의 프로펠러로 명시되어 있지만 양쪽의 경우와 모두 다르므로 정형화된 실험 데이터가 존재하지 않는다.

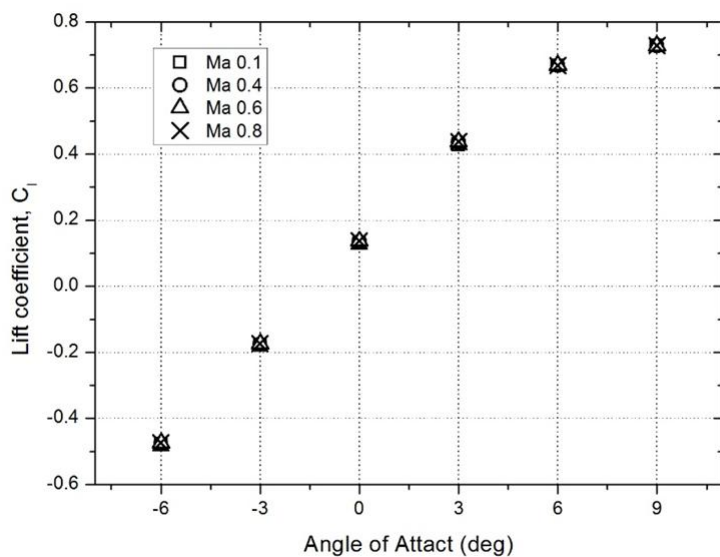
이러한 경우 일반적으로 vortex panel method를 기반으로 하는 x-foil 등의 수치 해석 툴을 사용해 효율적으로 공력 계수 테이블을 작성하나, 본 연구에 사용된 블레이드의 경우 두께가 얇고 캠버의

크기가 매우 커 수치 해석 툴을 사용해 공력 테이블을 작성하는데 어려움이 있었다. 따라서 본 연구에서는 상용툴(Fluent)을 활용해 공력 테이블을 작성하였으며 이를 공력 해석을 위해 사용하였다.

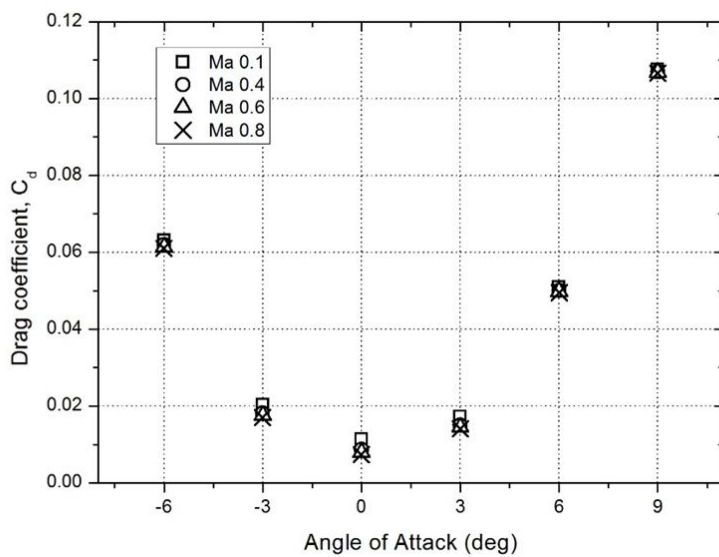
공력 해석은 정상상태를 가정해 이루어졌으며, 지배방정식은 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 운동량 방정식에서 압력은 2차로 차분화해 계산되었으며, 운동량과 난류운동에너지 그리고 소산율은 2차 업윈드 스킴(Second order upwind scheme)을 사용해 차분화를 진행하였다. 난류 모델로는 SST k-omega 모델을 사용하였다. 격자의 수는 블레이드 형상에 따라 차이가 있으나 대략적으로 12~14만개의 격자를 사용해 해석을 진행하였다. 계산에 사용된 대기조건은 $\rho_0 = 0.5489\text{kg/m}^3$, $T = -34.53^\circ\text{C}$, $c_0 = 309.7\text{m/s}$ 였다.

블레이드 형상별 받음각에 따른 공력 계수를 산출하였으며, <그림 2.3~2.5>를 통해 $r/R = 0.655$ 부분에서의 공력 데이터를 확인할 수 있다. 받음각 기준 $-6^\circ \sim 9^\circ$ 까지 3° 간격으로 계산을 수행하였으며, 각 받음각에 대해 마하수는 0.1, 0.4, 0.6, 0.8까지 네 경우에 대해 수행하였다. 결론적으로 7개의 블레이드 형상에 대해 각각 24case의 계산을 수행하였다.

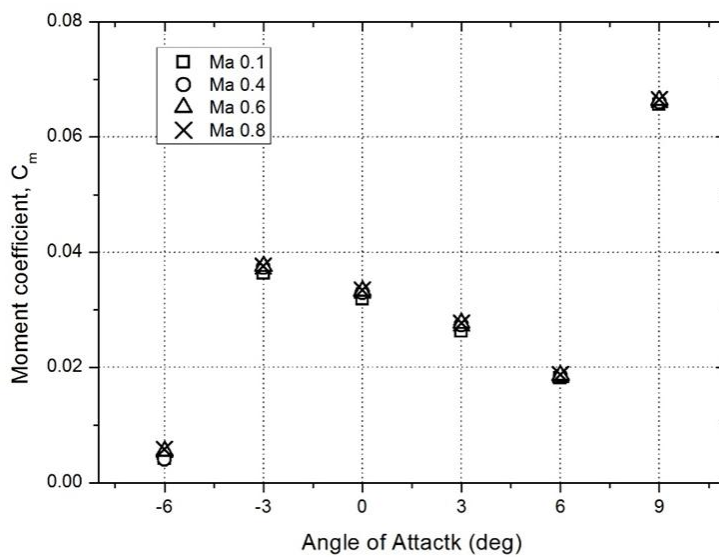
계산되지 않은 마하수와 받음각 영역에 대해서는 선형 보간법을 통해 interpolation과 extrapolation을 수행하였다. 또한 정밀한 공력 해석을 위해 3D stall delay 모델을 적용하였으며, 이를 통해 3차원 효과를 보정해 C_l 과 C_d 값을 산출하였다[44].



<그림 2.3> 받음각에 따른 공력 계수 계산 결과 (C_l), ($r/R = 0.655$)



<그림 2.4> 받음각에 따른 공력 계수 계산 결과 (C_d), ($r/R = 0.655$)



<그림 2.5> 받음각에 따른 공력 계수 계산 결과 (C_m), ($r/R = 0.655$)

2.1.2 결과 분석

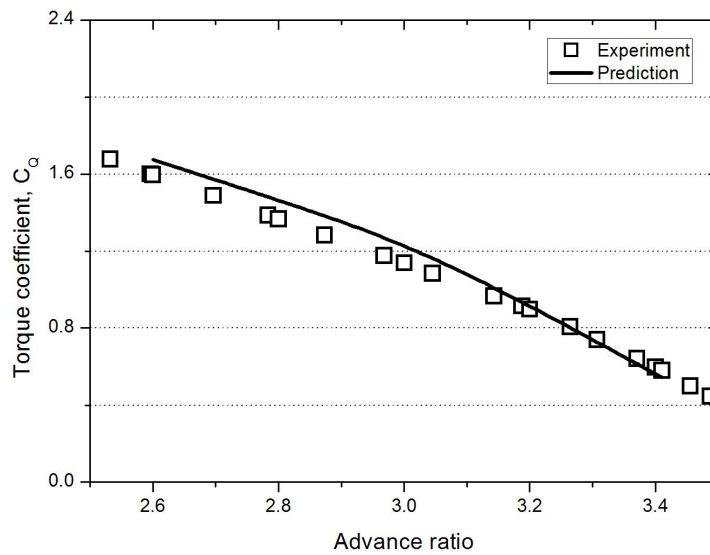
NASA에서 풍동 실험을 통해 실험적으로 토크 계수 (Torque coefficient(C_Q)) 와 추력 계수 (Thrust coefficient(C_T))를 측정한 결과와 자유 후류 와류 격자 기법을 사용해 해석을 진행한 결과를 <그림 2.6~2.9>에서 확인할 수 있다.

비교는 총 2개의 고정된 전진속도(M : 0.45 & 0.6)에 대해 advance ratio가 변화하는 경우들에 대해 진행되었다. 먼저 전진속도가 M : 0.45 인 경우에 대해 살펴보면, 추력 계수의 경우 오차가 약 3~7%로 예측되었으며, 토크 계수의 경우 오차가 2~10% 정도로 예측되었음을 확인할 수 있다. 특징적인 것은 파워 계수의 경우에는 실험 결과보다 예측 결과가 크게 나타나며, 프로펠러 끝단에서의 속력(M_{tip})이 커질수록 그 크기가 더 커진다는 점인데 이는 토크 계수를 구성하는 유도 항력과 형상 항력 중 형상 항력에 의한 것으로 판단된다. 유도 항력에 의한 토크 계수는 추력 계수에 의존적이므로 M_{tip} 이 증가할수록 증가하나, 형상 항력에 의한 토크 계수는 M_{tip} 이 증가할수록 감소한다. 결론적으로 2.1.1 절에서 확인한 공력 테이블을 참조해 형상 항력에 의한 토크 계수를 계산함에 있어 높은 M_{tip} 에서 항력 계수가 줄어드는 정도가 다소 과소평가된 것으로 생각된다.

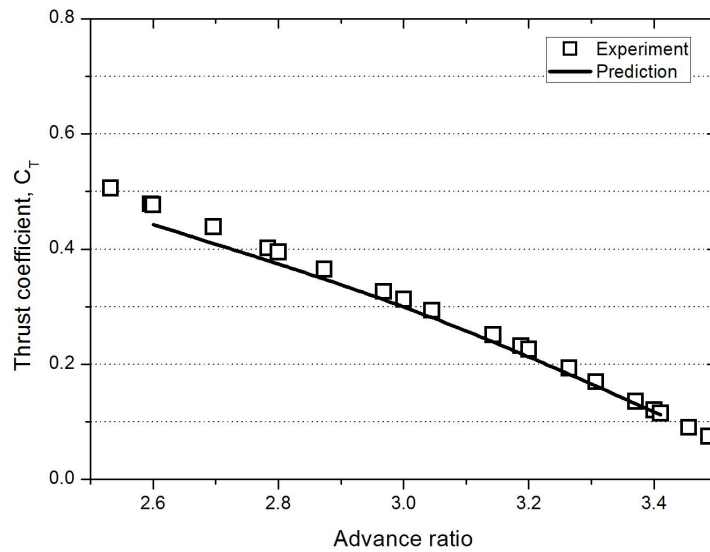
이러한 경향성은 전진속도가 0.6인 경우에서도 확인될 수 있다. 전진속도가 0.6인 경우 추력 계수는 1~6%의 오차를 보이며 토크 계수는 2~10%의 오차를 보이는데, 양쪽 모두의 경우 전진속도가 0.45인 경우와 유사한 경향성을 확인할 수 있다. 이는 전진속도가 0.45인 경우와 마찬가지로 형상 항력에 의한 토크 계수의 특성으로 인한 것으로 생각된다.

결론적으로 터보 프롭 항공기용 프로펠러 SR-3에 대한 공력 예측 결과는 이후 본 연구에서 다루게 될 프로펠러에 대해 공력 예측을

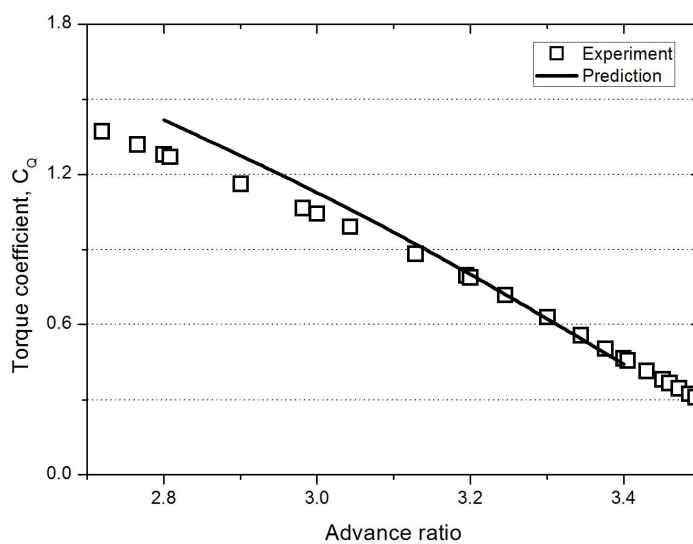
위해 사용된 해석 기법의 적절성을 확인해 준 것으로 판단된다. 따라서 3.1 장에서는 본 예측 기법을 사용해 프로펠러의 공력 예측을 진행하도록 한다.



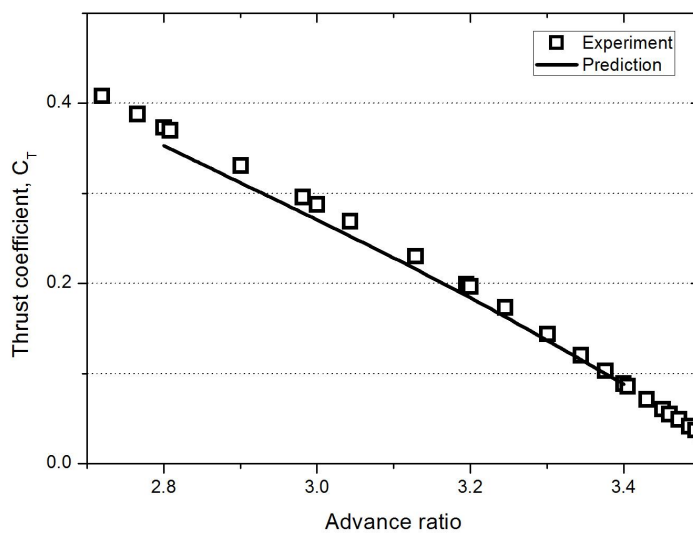
<그림 2.6> Advance ratio vs Torque coefficient (M : 0.45)



<그림 2.7> Advance ratio vs Thrust coefficient (M : 0.45)



〈그림 2.8〉 Advance ratio vs Torque coefficient ($M: 0.60$)



〈그림 2.9〉 Advance ratio vs Thrust coefficient ($M: 0.60$)

2.2 소음 검증

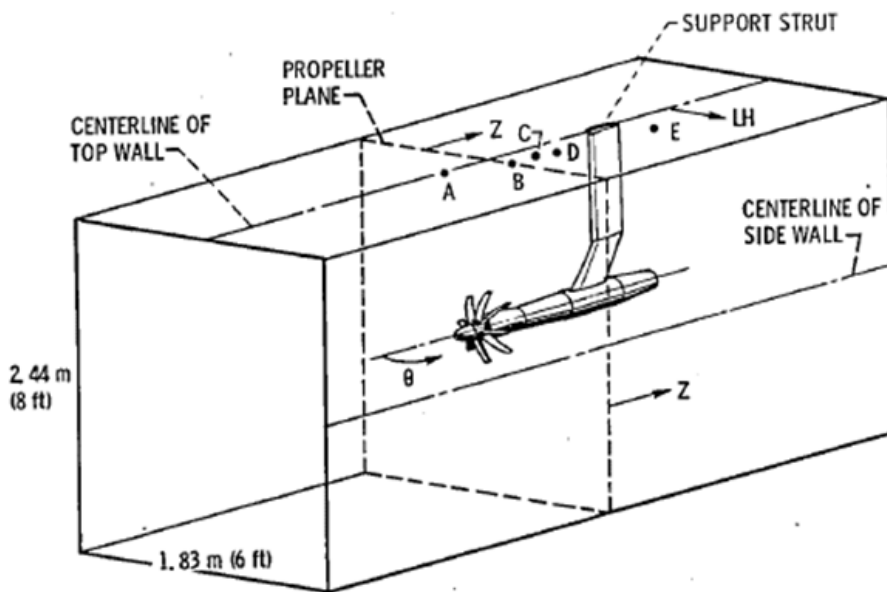
본 절에서는 효율적 연구 수행을 위해 음향상사법을 적용하며 불연속 주파수 소음에 대한 소음해석을 수행한다[45~49]. 단, (공력 해석의 경우와 같이) 이전에 진행된 많은 연구들에서 사용된 해석 기법이 동일하게 사용되므로[16], 해석 기법에 대한 구체적인 서술은 ‘부록 B’에서만 진행하며 본문에서는 해석 결과를 위주로 살펴보도록 한다.

2.2.1 결과 분석

본 절에서는 소음 해석 기법 검증을 위해 2.1장에서 자유후류 격자 기법을 통해 예측한 공력 데이터들을 사용하였다. 음향상사법을 통해 프로펠러에서 발생하는 불연속 주파수 소음 해석을 진행하였으며, 검증을 위해 예측된 소음도의 크기를 이전 연구에서 진행한 실험 결과와 비교하였다. 실험이 진행된 풍동 정보와 측정기의 위치는 <그림 2.10>, <표 2.1>에서 확인할 수 있다. 또한, 본 실험은 두 가지 운용 조건 하에 대해 진행되었다(<표 2.2> 참고)[50]. 2개의 운용 조건에 대해 5개의 포인트에 대해 BPF 성분을 검출하였는데, 예측 기법을 사용한 결과와 실험 결과의 비교 결과는 <표 2.3>와 <표 2.4>에서 확인할 수 있다[50].

표들을 살펴보면 2개의 운용 조건에 대해 각각 5개의 포인트에 대해 1st BPF 정보가 나타나 있으며 그에 대해 소음도 예측 결과가 제시되어 있다. 실험 결과를 살펴보면 모든 경우에 대해 4dB 미만의 크기 차이가 발생하는 것을 확인할 수 있다. 이는 정량적으로 분석되기는 어려우나 실험이 진행된 환경에 소음도가 영향을 받은 것으로 생각된다. 풍동 내부는 closed-loop로 구성되어 있으며 직각 형태의 긴 육면체로 모사될 수 있다. 측정 포인트는 모든 경우 벽면에 마운트

되어 있는 것으로 나타났는데, 이 경우 소음의 반사, 회절, 등의 현상이 발생할 것으로 예상된다. 반면, 본 연구에서 사용한 예측 방법은 free-field에서의 음향 전파를 가정했으므로 실험 결과와는 차이가 발생하는 것이 자명하다. 이러한 상황을 고려했을 때, 풍동 내 여러 효과로 인해 약 4dB의 소음도 차이가 발생한 것으로 생각된다. 그러나 결론적으로 풍동 실험결과와의 비교를 통해 소음 예측 방법의 신뢰성이 확인되었으므로 이를 통해 3.2장에서의 대상 프로펠러의 소음도 예측을 진행하였다.



<그림 2.10> SR-3 프로펠러 풍동 실험 공간 위치 정보[50]

<표 2.1> SR-3 프로펠러 풍동 실험 소음 측정 데이터 위치 정보

POSITION	TRANSDUCER				
	A	B	C	D	E
	TRANSDUCER POSITION (cm.)				
Z	33.0	0.95	23.9	45.2	107.4
LH	4.83	10.2	2.54	7.62	31.5
θ (deg.)	75	90	101	110	131

〈표 2.2〉 SR-3 프로펠러 풍동 실험 소음데이터 측정 시 운용 정보

	Mach number	Advance ratio	Power coefficient	RPM
Case 1	0.50	3.06	1.96	5443
Case 2	0.55	3.05	1.94	6111

〈표 2.3〉 Case 1: 전진속도 M : 0.5

	Measurement	Prediction	Diff
1	-	116.5	-
2	119.0	118.8	0.2
3	117.0	117.0	0.0
4	117.5	114.6	2.9
5	-	105.1	-

〈표 2.4〉 Case 2: 전진속도 M : 0.55

	Measurement	Prediction	Diff
1	120.5	120.9	0.4
2	127.0	124.2	2.8
3	120.0	123.9	3.9
4	119.0	120.3	1.3
5	-	107.2	-

3. 항공기 내부 소음에 대한 공력 소음의 영향성 분석

일반적으로 터보프롭 항공기 동체 내부의 소음 정보는 매우 제한적으로 공개되어 있으며, 공개된 정보 자체만으로는 객실 내부 소음을 구성하는 소음원들의 특징을 확인하기 어렵다. 때문에 많은 경우 해석 모델을 사용해 동체 내부 소음 예측을 진행하게 되며, 본 연구에서도 2장에서 검증된 해석 기법 외 추가적인 해석 모델을 사용해 동체 내부 소음을 예측한다.

이전의 연구들과 유사하게 본 장에서 사용되는 동체 내부 소음 해석 모델은 크게 저주파 대역의 톤 소음을 해석하기 위한 부분과 저주파 이외의 주파수 대역의 광대역 소음을 해석하기 위한 부분으로 나뉘며, 보다 정확한 예측 결과를 위해 공통적으로 내부 반사 효과, 벽체 통과 시 소음 저감 효과 등을 고려한다[21~22]. 하지만 터보프롭과 같이 프로펠러에 의해 운용되는 항공기의 경우 BPF에 의한 톤 성분으로 인해 지배적으로 내부 소음이 형성될 가능성이 높다는 점이 이전 연구들을 통해 확인된 바 있으므로[35,51], 저주파 대역의 톤 소음을 위주로 동체 내부 소음을 해석함으로써 효율적인 연구 수행이 가능할 것으로 생각된다. 또한 본 연구의 경우 그 목적이 단순히 동체 내부 소음을 모든 주파수 대역에 대해 정확하게 예측하는데 있지 않으며, 내부소음을 구성하는 주도적 성분과 저주파 대역의 톤 소음의 영향성을 확인하는데 있으므로, 본 장에서는 BPF성분을 위주로 동체 내부 소음 해석 및 예측을 진행한다.

3.1 해석 절차

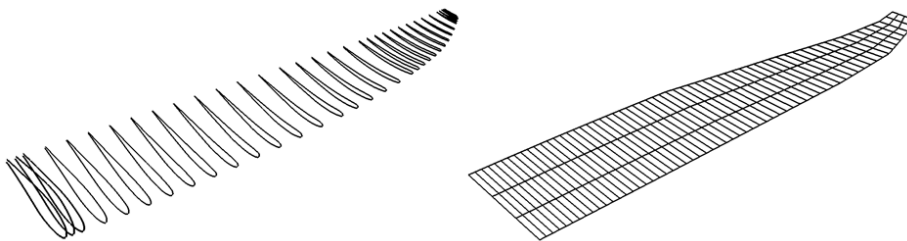
본 장에서는 2장에서 사용된 공력 및 소음 예측기법 외에 동체 내부 음장을 적절하게 예측할 수 있는 해석 모델을 사용한다. 2장에서 사용된 공력 및 소음 예측 기법에 대한 해석 절차는 앞서 소개된 바와 대부분 동일하다. 따라서 공력 특성 해석을 위한 해석 절차와 소음 특성 해석을 위한 해석 절차를 차례로 언급하되, 2장에서 언급된 부분과 차이가 있는 부분에 대해 집중해서 서술하도록 한다.

3.1.1 공력 특성 해석

터보프롭 항공기용으로 설계된 프로펠러에 대해 공력 특성 해석을 진행한다. 해석 절차는 2.1.1장에 언급된 바와 동일하게 프로펠러 캠버면 위에 와류 격자 요소를 분포시키는 방법을 결정하고 블레이드 단면 익형에 대한 2D 공력 계수 테이블 정보를 확인하는 방식으로 진행된다. 단, 해석에 프로펠러의 형상과 항공기 운항 정보는 검증에 사용된 형상 및 운항정보와 다르며 이를 정리하면 다음과 같다.

1) 형상 정보 확인

본 장에서는 <그림 3.1>과 같은 형상의 프로펠러를 활용해 연구를 진행한다. 그림을 확인하면 SR-3와 마찬가지로 twist와 sweep이 모두 큰 형태로 이루어져 있음을 확인할 수 있다.



<그림 3.1> 실제 프로펠러 형상과 와류 격자를 통해 모사된 프로펠러 형상

본장에서는 공력 해석을 위해 $r/R = 0.22, 0.61, 0.81, 0.91, 0.97, 0.99$ 의 총 6개의 블레이드 형상에 대해 공력 계수 테이블을 작성하였으며, 이를 활용해 공력 성능 해석을 진행하였다.

2) 운항 정보 확인

본 연구에서는 실제 순항 상태의 운항 정보를 기반으로 공력 특성 해석을 진행하였다. 공력 특성 해석을 위한 구체적인 운항 정보는 <표 3.1>에서 확인할 수 있다[52].

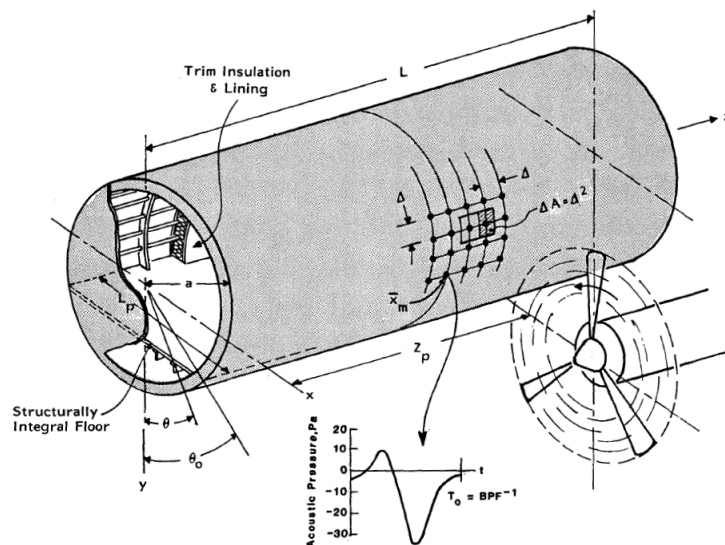
<표 3.1> 실제 터보프롭 중형항공기 운항 정보

항목	수치	단위
고도	7620	m
온도	-34.53	℃
압력	37600	Pa
밀도	0.5489	kg/m ³
음속	309.7	m/s
Kinematic viscosity	2.8×10^{-5}	m ² /s
flow velocity	185.3	m/s
Mach number	0.6	-
dynamic viscosity	1.53692×10^{-5}	Pa · s

3.1.2 소음 특성 해석

소음 특성에 대한 해석 절차는 항공기 동체로 인해 2.2.1절에서 소개된 바와 다소 차이가 존재한다. 본 장에서는 동체로 인한 효과를 고려하기 위해 이전 연구에서 개발된 내부음장 해석 모델과 반실험식을 사용한다[21~22,53~54].

내부 음장 모델은 동체 표면을 패넬(Panel)화하여 각 패넬을 하나의 소음원으로 설정하고 동체 내부의 음장을 예측하는 방식으로, 각 패넬 중심에서의 시간에 따른 압력 값들을 통해 수음점에서의 음압을 정확도 있게 예측할 수 있는 방법을 제시하고 있다. 또한 해석 모델에서는 동체 내 반사효과를 고려할 수 있는 실험식을 제시하고 있으며 동시에 투과 특성을 해석하기 위한 방법을 제시하고 있는데, 본 연구에서 집중하고자 하는 톤 성분으로 인한 소음특성을 예측하기에는 비교적 효율적이지 못한 방법을 선택하고 있다. 따라서 본 연구에서는 실험적 방법을 통해 제시된 반실험식을 사용해 투과 특성을 고려하였다[35,54].



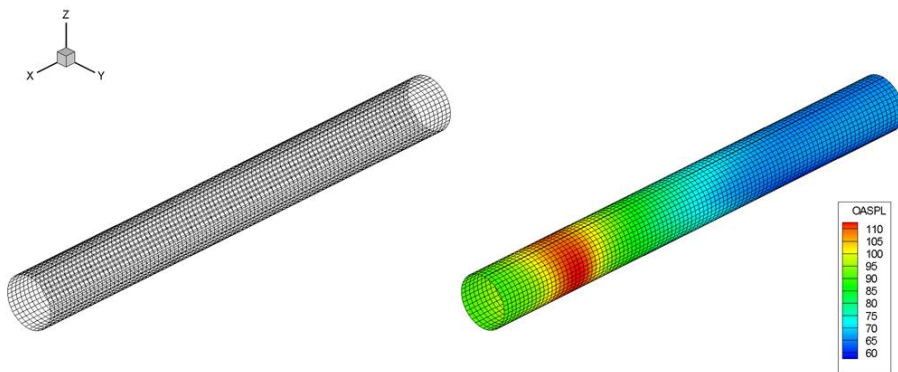
〈그림 32〉 동체 표면 패넬화를 통한 내부 음장 예측 모델 개념도 [22]

정리하면, 해석 절차는 총 네 단계로 나뉘며 각각 ① 음향상사법을 통한 동체 외부 음장 해석, ② 투과 특성을 고려한 동체 효과 해석, ③ 로터, 동체 표면, 수음점 간의 상대적 위치에 따른 동체 내부 반사 효과 해석, ④ 자유 방사로 인한 동체 내부 음장 해석으로 요약할 수 있다.

1) 동체 외부 음장 해석

동체 내부 음장을 예측하기 위한 해석모델은 앞서 <그림3.2> 에서 살펴본 바와 같이 동체 표면을 패넬화하여 각 패넬을 하나의 소음원으로 설정한다. 본 연구에서는 동체 표면을 이전 연구[22]에서 수행한 바와 유사한 크기로 패넬화 하였으며 (반경 방향으로 20, 축 방향으로 100), 각 패넬에서의 BPF성분별 시간에 따른 압력값을 2.2 절에서 소개된 음향상사법을 통해 계산하였다. 또한, sampling frequency는 14478.8Hz로 설정되었으며, (동체 양쪽에 위치한 로터 효과를 고려하기 위해) 이전 연구에서 수행한 바와 같게 동체 중앙의 xz 평면을 중심으로 서로 반대 방향에 위치한 패넬들의 압력 값은 동일하게 설정하였다.

계산된 압력값을 토대로 각 패넬에서의 소음도(dB) 값을 산출하였으며 이를 통해 현 단계에서도 BPF 성분으로 인한 동체 내 톤 소음의 영향을 간접적으로 확인할 수 있다. <그림 3.3> 를 통해 동체 외부에서 로터에 가장 가까운 지점의 소음도가 가장 큰 것을 확인할 수 있다.



<그림 3.3> 동체 표면 격자 및 소음 해석 결과

2) 투과 특성 적용

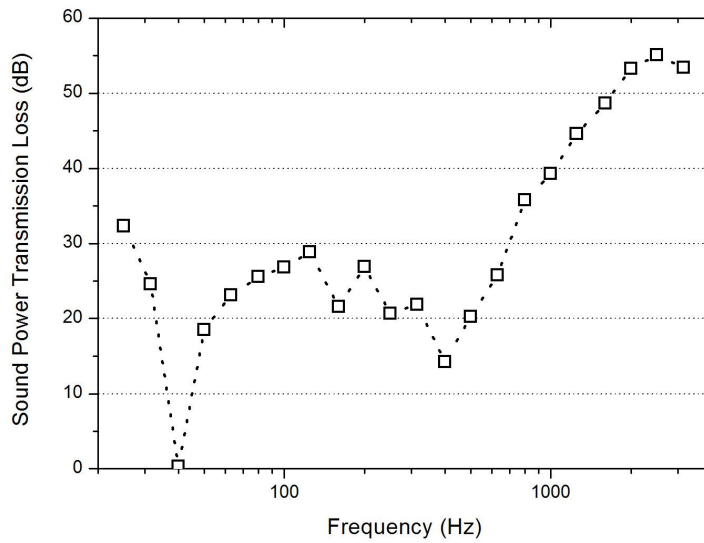
본 연구에서는 객실 내부의 소음도에 대한 공력 소음의 영향성을 보다 정확하게 판단하기 위해, 해석 과정 내에서 음파가 동체를 통과할 때 발생하는 투과 특성을 고려한다. 이를 위해 이전 연구에서도 출한 반실험식을 사용하는데, 이는 수식적으로 <식 3.1>과 같이 나타낼 수 있다[35,54].

$$NR = TL + \log_{10} \left(\frac{\alpha A_{\alpha}}{A_t} \right) \quad \langle \text{식 3.1} \rangle$$

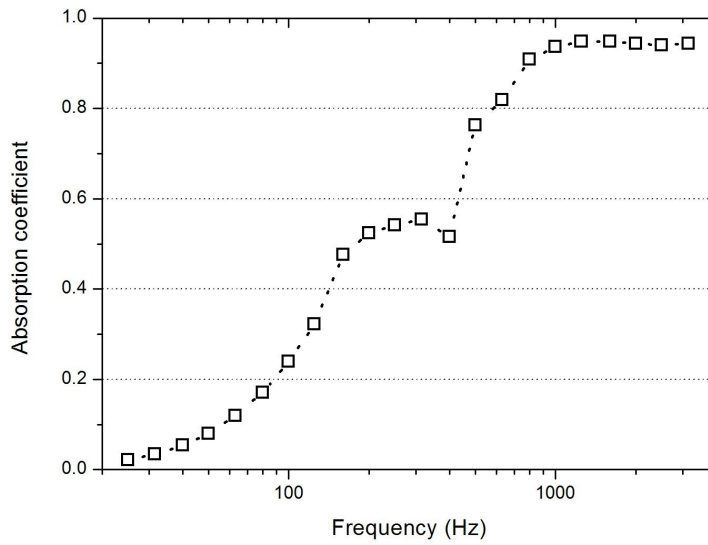
$$TL = 10 \log_{10} \left(\frac{\text{incident power}}{\text{transmitted power}} \right) \quad \langle \text{식 3.2} \rangle$$

식에서 NR 는 동체 표면 안쪽과 바깥쪽 간의 소음도 차를 나타내며, TL 은 동체 벽면으로 인한 투과 손실(Transmission loss)을 의미한다. TL 은 입사된 음파의 파워와 투과된 음파의 파워간의 비율을 나타내며, 수식으로 나타내면 <식 3.2>와 같이 나타낼 수 있다. 또한 α 는 동체 내벽면의 흡음 계수(Absorption coefficient), A_{α} 는 동체 내벽면 쪽의 면적, A_t 는 동체 외벽면 쪽의 면적을 의미한다.

A_{α} 와 A_t 는 동체의 Geometry를 통해 쉽게 계산할 수 있는 반면, TL 와 α 값은 실험적으로 확인하는 것이 가장 이상적인데, 본 연구에서는 본 연구와 동일한 벽면 및 벽면 구성성분을 통해 실험적 연구를 진행한 이전 연구에서 제시한 TL 와 α 값을 활용해 투과 특성을 고려하였다[6,52].



〈그림 3.4〉 중형항공기 동체 TL (Transmission Loss) 정보



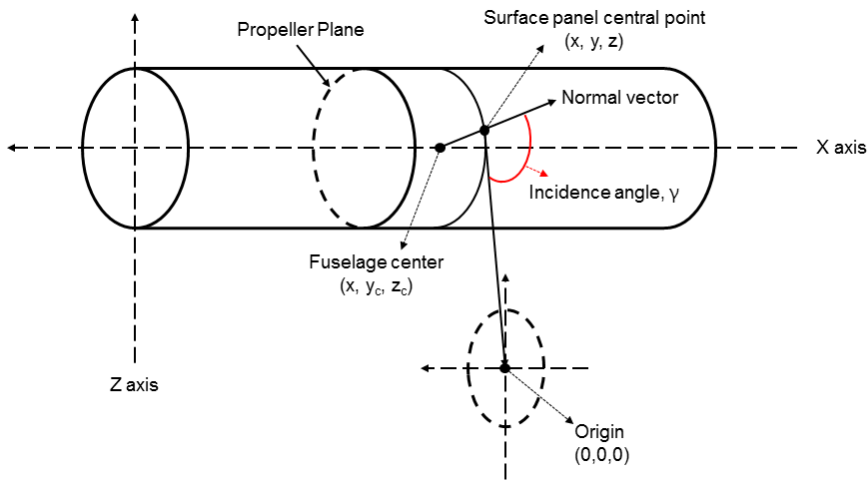
〈그림 3.5〉 중형항공기 동체 α (Absorption coefficient) 정보

3) 내부 반사 효과 적용

동체 내부 음장 해석 모델에서는 동체 내부의 반사 효과를 고려할 수 있는 실험식을 제시하고 있다. 수식적으로는 <식 3.3>과 같이 나타낼 수 있으며, γ 는 동체에 대한 음파의 입사각, A_H 는 반사효과를 고려한 후의 음파의 진폭, $\overline{A_H}$ 는 반사 효과를 고려하기 전의 음파의 진폭을 나타낸다.

$$A_H = \{10^{[0.3 - 0.000224e^{0.08\gamma}]}\} \overline{A_H} \quad \text{<식 3.3>}$$

동체 표면의 각 패널의 위치에 따른 입사각은 <그림 3.6>를 통해서 정의될 수 있다.



<그림 3.6> 음파의 입사각(Incidence angle, γ) 개형도

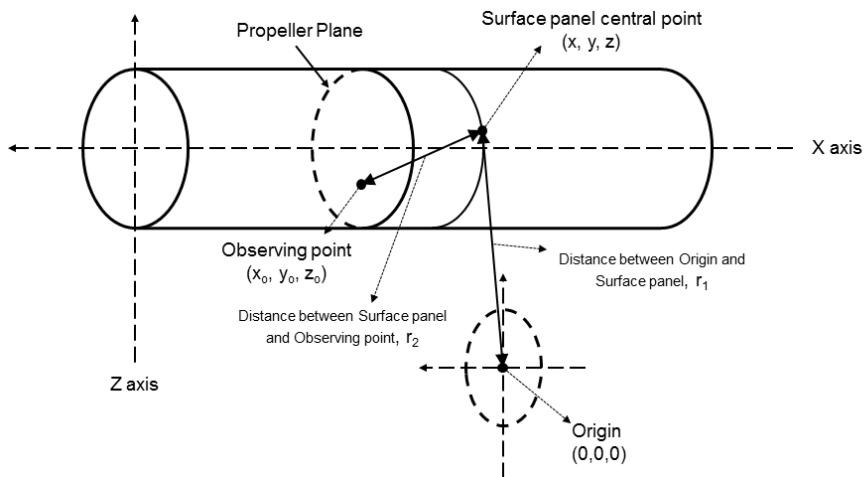
4) 동체 내부 음장 해석

1)~3)의 해석 과정과 더불어 동체 각 패널의 중심점에서 수음점까지 소음의 자유방사 효과를 고려하며, 이를 통해 수음점에서의 시간에 따른 BPF 성분별 압력 데이터를 산출한다.

$$A_H \propto \frac{1}{r}, \quad A_{H_2} = A_{H_1} \frac{r_1}{r_1 + r_2} \quad \langle \text{식 3.4} \rangle$$

$$t = \tau - \frac{r}{c_0} \quad \langle \text{식 3.5} \rangle$$

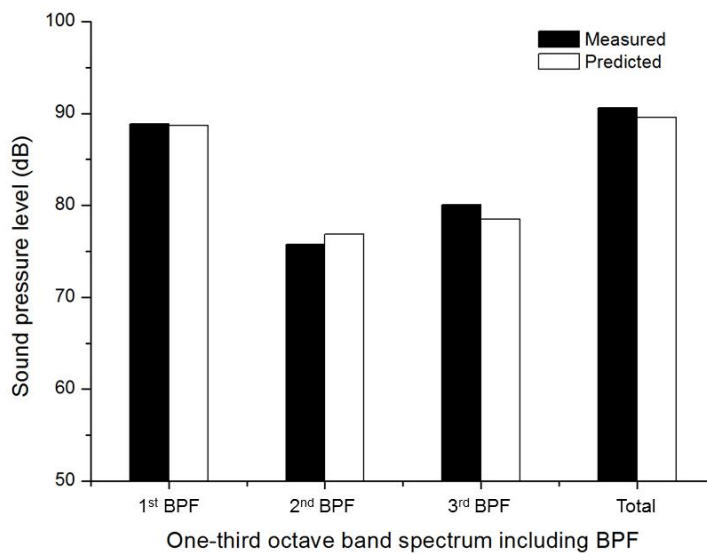
각 성분들의 진폭은 3차원 음장 내 자유 방사 효과를 고려해 예측하였다. 로터에서 동체 표면까지의 거리를 r_1 , 동체 표면에서 수음점까지 거리를 r_2 로 설정하였으며, <식 3.4>를 통해 수음점에서 BPF 성분별 진폭 크기를 계산하였다. 또한, 각 성분별 위상각은 관찰자 시간(t)과 음원 시간(τ)간의 관계를 통해 계산하였다.(<식 3.5> 참고)



<그림 3.7> 동체 표면, 수음점 및 원점 위치 설명 도식도

3.2 해석 결과 분석

BPF 성분을 중심으로 항공기 내부 수음지점에서 예측된 소음데이터와 운항시 측정된 측정 데이터를 비교한 결과를 <그림 3.8>을 통해 확인할 수 있다.



<그림 3.8> 측정 결과와 예측 결과 비교
: BPF 성분이 포함된 1/3 옥타브 밴드 스펙트럼 및 전체 소음도 크기 정보

그림에서 1st(85Hz), 2nd, 3rd BPF가 포함된 각 주파수 대역에 대해 모두 3dB 이하의 오차를 보이고 있음을 확인할 수 있다. 또한 측정된 전체 소음도의 크기와 예측된 톤 소음의 전체 크기와의 비교를 통해 내부 소음에 대한 톤 소음의 지배적 영향성을 확인할 수 있다.

그림을 세부적으로 살펴보면 1st BPF가 포함된 주파수 대역의 경우보다 나머지 두 주파수 대역에서 발생하는 오차가 더 큰 것을 확

인할 수 있는데, 이는 상대적으로 주파수 대역 내 톤 소음이 차지하는 비중이 1st BPF가 포함된 주파수 대역에 비해 더 작기 때문으로 판단된다. 즉, 1st BPF가 포함된 주파수 대역의 경우에는 톤 소음의 크기가 광대역소음에 비해 절대적으로 크지만, 나머지 두 주파수 대역의 경우에는 상대적으로 광대역 소음의 크기가 클 것으로 예상되며 이에 대해서는 후속 연구에서 다뤄질 필요가 있을 것으로 판단된다.

결론적으로, 본 장의 연구를 통해 동체 내부 소음에 대해 (공기전달소음 중) 톤 소음이 차지하는 지배적 영향성을 확인하였으며, 2~3장을 통해 알아보고자 했던 공력 소음의 내부 소음에 대한 기여도를 신뢰성 있게 확인한 것으로 판단된다.

4. 항공기 내부 소음에 대한 심리음향학적 인자의 인지 한계 평가

본 연구에서는 2~3장의 해석적 연구 기법을 활용해 항공기 내부 음장에 대한 BPF 성분의 지배적 영향성을 확인하였다. 이어서 4~6 장에서는 내부 소음에 대한 저감 방안으로서 능동소음제어기법의 적용 효과를 확인하고자 한다. 하지만 제어기법의 실질적 적용 연구를 수행하기 전에 먼저 항공기 내부소음에 대한 (사람들의) 인지적 특성을 실험적으로 확인할 필요가 있다.

따라서 본 장에서는 항공기 내부 소음에 대해 주파수 대역별 크기 변화에 대한 피험자들의 인지 한계를 확인하며, 심리음향학적 측면에서 결과를 분석한다. 이를 통해 항공기 내부 소음의 음질 특성에 대한 이해도를 높일 수 있을 것으로 기대되며, 이후 진행될 능동소음제어 기법의 적용 결과에 대한 효과적 분석도 가능할 것으로 예상된다.

4.1 청감 실험

4.1.1 자극음 구성

1) 기본음 생성

본 장에서는 항공기 내부 소음에 대해 심리음향학적 인자의 인지 한계를 평가하기 위해 여러 자극음(stimuli)을 생성하며 이를 통해 청감 평가를 진행한다. 일반적으로 이러한 청감실험을 진행하는 경우 자극음을 생성하기 위한 기본음(basic sound source)이 필요한데, 본 연구의 경우 기본 자극음으로 사용될 수 있는 음원 형태의 자료가 존재하지 않는다. 따라서 본 연구에서는 기본음 생성을 위해 항공기 내·외부 소음에 대한 합성 방법에 대한 이전 연구 결과를 활

용하였다[55].

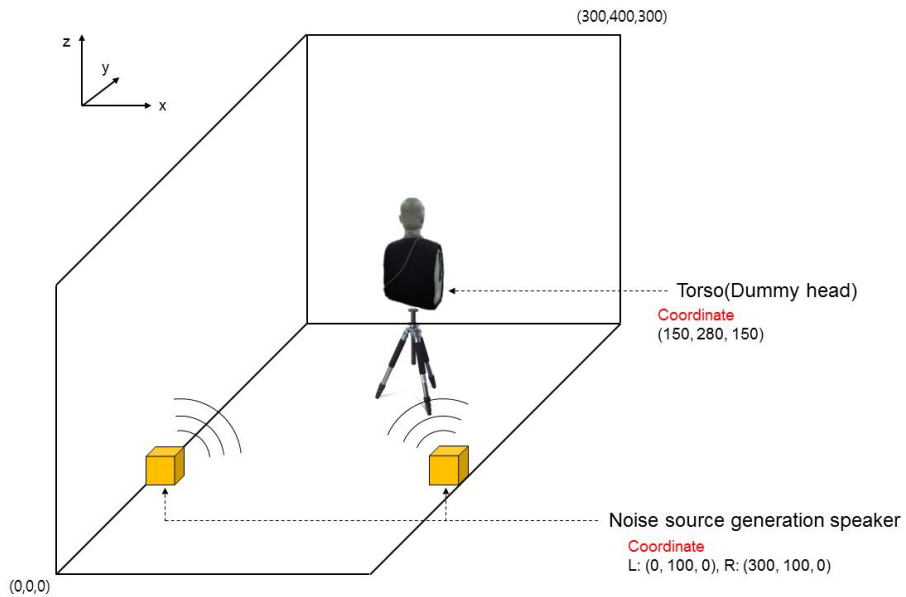
항공기 소음의 경우 내부와 외부에서 발생하는 소음 특성이 각각 다르며 각각에 대해 다른 메커니즘을 통해 소음원을 생성할 수 있다. 외부의 경우 shifted doppler effect를 고려해야하는 등의 문제가 있을 수 있으나 항공기 내부 소음의 경우에는 BPF로 인한 tone 성분과 1/3옥타브 밴드 기준 broadband noise를 합성함으로써 신뢰성 있는 내부 소음을 생성할 수 있다[55]. 또한 본 연구의 경우 소음특성이 시간에 따라 크게 변화하지 않는 크루즈 상태의 소음에 대해 연구를 진행하므로, 시간에 따라 소음특성이 변화하는 이륙 및 착륙 상태의 소음원을 합성하는 것보다 훨씬 신뢰성 있는 소음원을 생성할 수 있다.

따라서 기존의 연구 결과와 항공기 내부에서 측정된 음원에 대한 1/3 octave band spectrum 자료를 바탕으로 컴퓨터 내부에서 기본음을 생성할 수 있으며, 이를 통해 본 장에서 수행되는 실험을 진행할 수 있을 것으로 예상된다. 그러나 합성된 소음원은 이후 연구 (5장: 3차원 공간 내 능동소음제어 연구 등)에서 지속적으로 기본음으로 사용되므로 연구의 일관성을 위해서는 실제적으로 중형항공기 내부에 탑승한 승객이 인지하게 되는 음향장을 가능한 정확하게 모사하는 과정이 병행되어야 한다. 즉, 컴퓨터 내부에서 생성된 소음원을 기준으로 하되, 실제 3차원 공간 내 방사된 소음이 측정지점에서 어떻게 관측되는지 살펴보고 관측 결과를 항공기 내 소음 측정 결과와 비교함으로써 둘 간의 만족할만한 유사성이 나타나는지 확인할 필요가 있다.

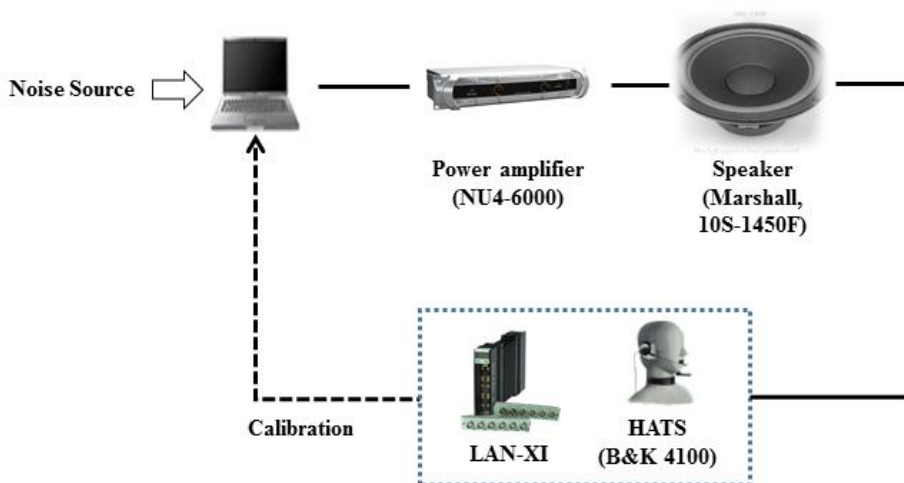
음향장 모사와 관련하여 이전 연구들에서 Kirchhoff-Helmholtz integral equation을 사용해 음향장 외부로 구형의 마이크로폰 어레이로 감싸 내부 음향장을 가능한 정확하게 모사하는 방법 등이 제시된 바 있으며[56], 마이크로폰 어레이 외에도 실제 동체와 유사한

목업(mock-up) 시스템을 구성해 실제와 유사한 상황에서 실험적 연구를 진행하기 위한 방법이 제시된 바 있다[57~58]. 하지만 이런 방법들을 사용해 음향장을 모사하는 것은 본 연구에서 지향하는 연구 방법론을 넘어서는 것이며, 보다 정확하게 음향장을 모사하고 조절하기 위한 연구는 그 자체로 학술적 의미를 지니는 독립적인 연구 분야로 다뤄질 필요가 있다. 따라서 본 연구에서는 승객이 실질적으로 소음을 인지하게 되는 수음점 근처에서의 음향장을 항공기가 운항되는 상황과 유사하게 모사하는 방법을 사용하였다. 이 경우 공간 내 다른 지점에서의 음향학적 유사성은 찾기 어려우나, 항공기에 탑승한 승객이 인지하게 되는 음향장이 보다 정확하게 구현될 수 있으며 비교적 작은 수의 실험 장비들을 통해 실험적 연구를 진행할 수 있다는 장점이 있다.

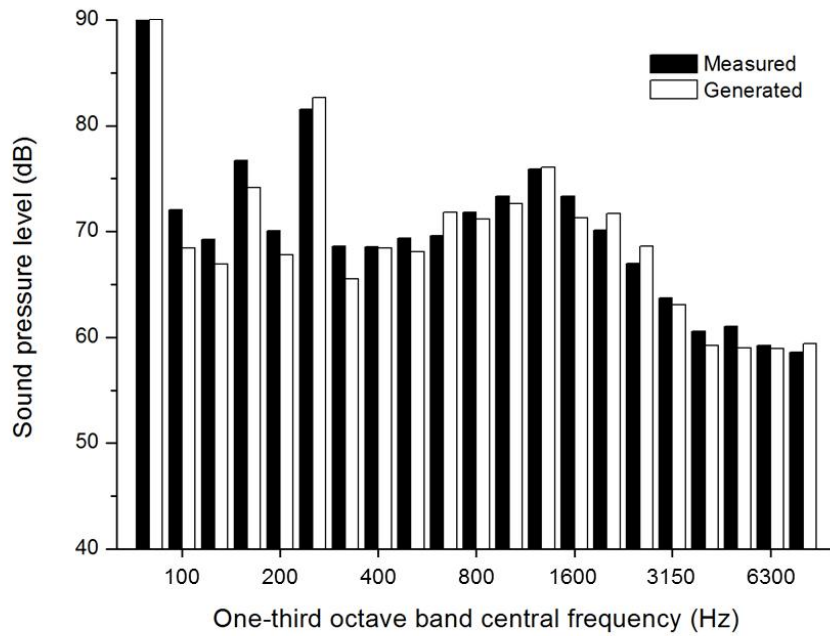
측정된 동체 내부 소음 데이터를 기반으로, 음장 구현을 위해 설치된 스피커 정보는 <그림 4.1>에서 확인할 수 있다. 또한, 수음점에서 음장을 구현하기 위해 <그림 4.2>의 feedback 시스템을 활용하였으며 다음과 같은 방식을 통해 구동되었다. 컴퓨터 내부에서 생성된 소음원이 스피커를 통해 출력된 후 수음점에서 HATS를 통해 입력되면 음원의 주파수 정보가 실시간으로 1/3 octave band spectrum graph로 출력된다. 생성 및 출력된 데이터와 <그림 4.3>의 (항공기 내부) ‘측정’ 데이터를 비교해 모든 주파수 대역의 데이터가 3dB 미만의 오차를 가질 때까지 생성된 소음원의 1/3 octave band spectrum data를 조절하였다. 또한 두 데이터 간의 유사성을 최종적으로 음질 분석을 통해 확인하였다(<표 4.1>). 분석결과 두 음원 간의 Loudness 차이는 약 1.4 sone, Sharpness 차이는 약 0.02 acum 임을 확인하였다. 이는 전체 크기 대비 2% 정도의 오차가 발생한 것으로 두 데이터의 음질이 매우 유사함을 확인할 수 있었다. 최종적으로 마련된 기본음에 대한 정보는 <그림 4.3>에서 확인할 수 있다.



<그림 4.1> 실험 공간 내 음향장 생성을 위한 스피커 위치 정보 (단위: cm)



<그림 4.2> 음장 구현을 위한 피드백 시스템 구성도



〈그림 4.3〉 최종 사용된 기본음 정보

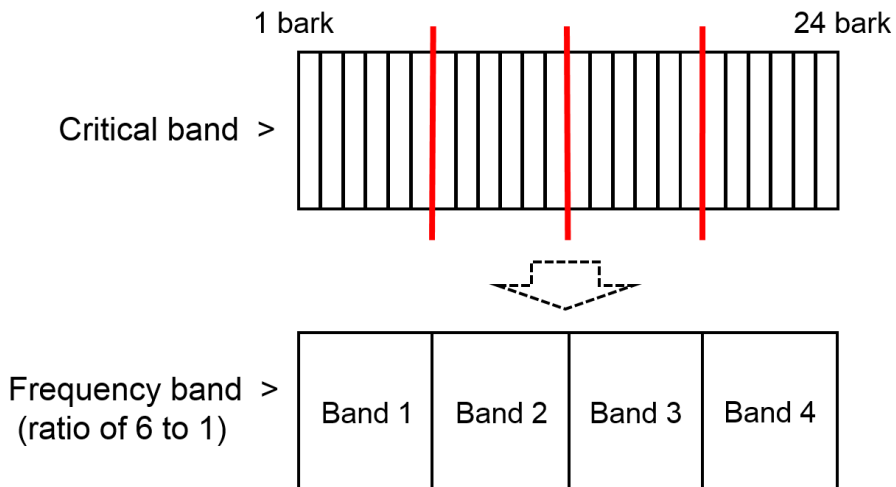
〈표 4.1〉 능동소음제어 전·후의 음질 분석 결과

	Loudness	Sharpness
객실 내부 측정	66.35	1.31
실험 공간 내부 합성	67.70	1.29

2) 자극음 생성

생성된 기본음을 기반으로 주파수 밴드별 크기 변화를 인지할 수 있는 자극음을 생성하였다. 일반적으로 자극음은 정형화된 음원 형태로 나타나나 본 장에서 사용되는 실험 방법의 경우 실험자의 반응에 따라 자극음의 주파수 성분이 변화하게 되므로 주파수 밴드별 크기를 변화시킬 수 있는 형태로 자극음을 생성하였다.

주파수 대역의 크기는 주파수 성분의 크기 변화를 피험자가 충분히 인지할 수 있도록 critical band rate를 기준으로 6bark씩 나눠 설정하였다[59]. (<그림 4.4> 참고) 또한, 각 주파수 밴드별 크기 변화가 가능하도록 밴드별 두 가지 종류의 필터를 사용하였으며, 사용된 필터에 대한 특성은 <표 4.2>에서 확인할 수 있다.



<그림 4.4> 주파수 크기 대역 설정 방법 예시

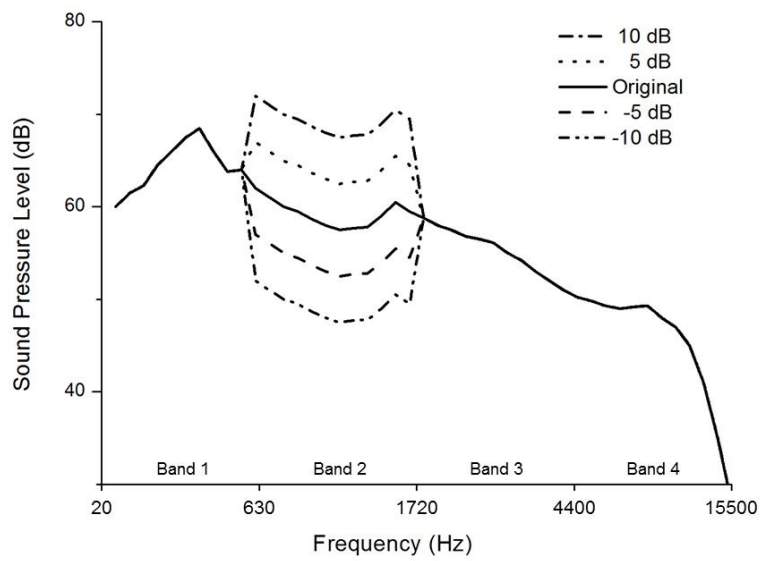
음원이 각 필터를 통과하는 경우 stop-band와 pass-band 구간을 설정하게 되어 있으며 이 구간이 짧으면 짧을수록 기본음의 특성이 자극음에 왜곡되지 않고 반영될 수 있다. 하지만 지나치게 짧은 구

간 설정은 오히려 통과한 음원의 성질을 왜곡할 수 있으므로 적절한 구간 길이를 설정하는 것이 중요하다. 본 실험에 사용된 필터의 경우 구간 길이를 가능한 짧게 유지하면서도 가능한 자극음에 기본음의 특성이 왜곡되어 반영되지 않도록 설계되었으며 밴드별 필터를 통과한 두 음원을 중첩한 결과물들과 기본음과의 비교를 통해 설계된 필터의 신뢰성을 확보하였다.

〈표 4.2〉 자극음 생성을 위해 사용된 필터 정보

Frequency band number	Type of Filter	Cut-off frequency	
		Lower	Upper
Band 1	Low-pass filter, High-pass filter	-	630
Band 2	Band-pass filter, Band-stop filter	630	1720
Band 3		1720	4400
Band 4		4400	15500

설계된 필터를 활용해 밴드별 각 두 종류의 음원이 생성되었으며, 이를 통해 원하는 만큼 주파수 성분의 크기 변화가 가능하다. 예를 들어 1번 주파수 밴드의 크기를 5dB 증가시켜야 될 경우, low-pass 필터를 통과한 음원의 크기를 5dB 증가시킨 뒤 high-pass 필터를 통과한 음원과 중첩시키는 방식으로 주파수 성분의 크기 조절이 가능하다(〈그림 4.5〉 참고). 결론적으로 필터를 통과한 밴드별 두 종류의 음원, 총 8종류의 음원을 통해 실험을 진행하였다.



<그림 4.5> 주파수 대역 내 크기 변화 예시

4.1.2 실험 환경

청감 실험을 수행하는데 있어 가장 중요한 부분 중 하나는, 자극음이 얼마만큼 정확하게 피험자에게 인지되는지를 살펴보는 것이다. 본 실험에서는 <그림4.6>과 같이 playback system을 구성하였다. playback 시스템은 자극음이 재생되어 피험자들의 고막에 도달하는 순간까지의 전달 과정을 의미하는데, 본 연구에서는 desktop, sound card, headset을 통해 playback system을 구성하였다. 음원은 노트북에서 .wav 파일 형태로 재생되며 headset의 digital-to-analog converting 과정을 통해 피험자에게 인지된다. 또한 연결과정 상에서 발생할 수 있는 주파수 성분 왜곡을 최대한 줄이기 위해 sound card를 사용하였다.

이렇게 구성된 playback 시스템의 신뢰성을 확인하기 위해 <그림 4.7>과 같이 playback 시스템의 frequency characteristic을 실험적으로 확인하였다. 확인한 결과 2000Hz 근방에서 부분적으로 증폭이 일어나며 15kHz 이상 부분에 대해 상당한 왜곡이 일어남을 확인할 수 있었다. 하지만 본 연구에서 관심 있는 주파수 대역은 15.5 kHz 이내로 한정되며 15kHz 이상의 주파수 성분의 경우, 대부분 관심 주파수 대역에 해당하지 않는다. 또한, 2000Hz 근방의 증폭은 자극음을 생성하는 단계에서 충분히 조절 가능하므로, 본 실험을 위해 구성된 playback 시스템의 경우 그 신뢰성이 보장될 수 있도록 구성되었음을 확인할 수 있었다.

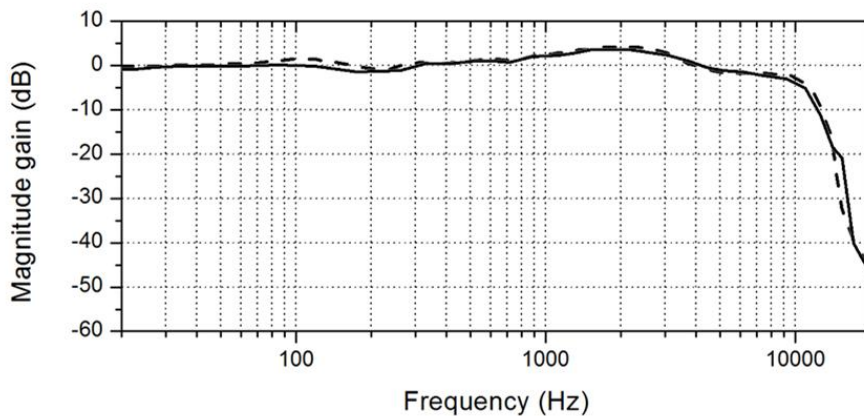
구성된 playback 시스템에 대해 재생된 음원의 크기와 피험자들에게 인지되는 음원의 크기를 동일 수준으로 보정하였다. 보정을 위해서 LAN-XI와 dummy head를 활용해 feed-back system이 구성됐으며, 70dB(A)의 pink noise 음원을 활용해 양쪽의 음원 크기가 동일한 수준으로 설정될 때까지 보정 과정이 진행되었다.

실험은 다른 외부 자극으로 인해 실험 결과가 왜곡되는 것을 방지

하기 위해 무향실에서 진행되었다. (크기: $3.2 \times 3.2 \times 2.1m^3$, 배경소음: 20dB(A), cut-off frequency: 200Hz) 또한 실험자의 수는 총 50명으로, 남자 34명 여자 16명으로 구성되었다.



<그림 4.6> 자극음 재생에 사용된 플레이백 시스템(playback system) 구성도



<그림 4.7> 플레이백 시스템의 주파수 특성 (Frequency characteristic)
(Solid: 왼쪽 귀, Dash: 오른쪽 귀)

4.1.3 실험 절차

1) Audio screening test

Audio screening test는 피실험자의 청감 능력을 평가하여 청감 실험 가능 여부를 판별하기 위해 진행되는데, 본 실험에 앞서 실험에 참여하는 50명에 대해 audio screening test가 진행되었다. 검사는 125Hz ~ 8kHz 범위의 옥타브 밴드 중심 주파수(octave band center frequency)를 가지는 순음(pure tone)을 이용하며 진행된다. 테스트 진행을 위해 먼저 기준가청음압레벨(reference equivalent threshold sound pressure level, RETSPL)에서 5dB 간격으로 45 dB까지의 크기를 가지는 순음을 준비한다. 다음으로 각 순음을 피험자에게 들려준 후 피험자가 해당 순음을 인지할 수 있는지 여부를 확인한다. 순음은 크기가 큰 순음에서 작은 순음 순으로 들려주며, 해당 주파수 대역의 기준 가청 음압 레벨보다 15~20dB 큰 순음을 피험자가 인지할 수 있는 경우 해당 주파수 대역에 대한 청감 능력이 정상적인 것으로 판단한다[60]. 실험 결과 50명 모두 정상으로 나타났기 때문에, 이들을 피실험자로 하여 청감 실험을 진행하였다.

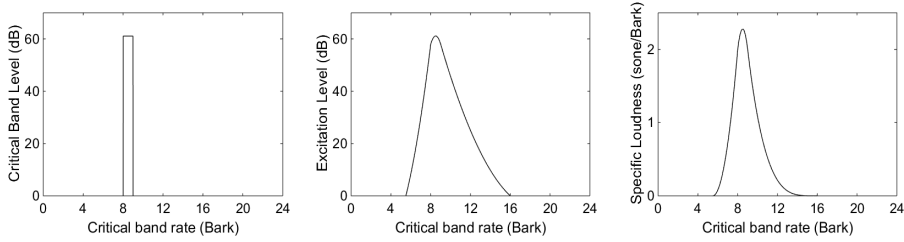
2) 항공기 소음과 관련성 있는 심리음향학적 인자 설정

본 실험에서는 ‘4개의 주파수 밴드 대역에 대해 밴드 내 음원의 크기가 얼마나 커지거나 작아질 때 사람들이 심리음향학적 인자의 변화를 인지할 수 있는가’에 대한 대답을 통해 항공기 소음 내의 주파수 성분 변화와 심리음향학적 인자의 인지적 변화 간의 상관관계를 살펴보고자 한다. 그런데 효율적이고 신뢰성 있는 실험 진행을 위해서는 우선 어떤 심리음향학적 인자를 통해 실험을 진행할 것인가에 대한 고려가 선행되어야 한다. 이를 위해 먼저 항공기 내부 소음과 관련성 있는 단어를 결정하고 결정된 단어들 간의 통계적 분

석을 통해 심리음향학적 인자를 도출해야하나, 이전에 진행된 선행 연구에서 항공기 내부 소음에 대한 심리음향학적 인자를 도출한 결과가 존재하므로 이를 활용해 본 연구를 수행하였다[34]. 항공기 내부 소음의 경우 심리음향학적 인자 중 ‘Loudness’와 ‘Sharpness’가 연관성이 가장 큰 것으로 이전 연구를 통해 도출된 바 있는데, 각 인자들에 대한 정성적 의미와 계산 방법 등을 간략히 살펴보면 다음과 같다.

가) Loudness

Loudness의 경우 ‘크기’로 대표되는 소음의 특성이 사람들에게 어떻게 인지되는지를 정량화한 것으로, 단위로는 sone, pson이 사용된다. Loudness는 심리음향학적 지표 중 유일하게 ISO (International Organization for Standardization)에 정식으로 등록되어 있는 단위로, 여러 심리음향학적 연구에 적극적으로 활용되고 있다. 또한 Loudness를 계산하기 위한 모델로는 등라우드니스 선도(equal loudness level contour)를 이용한 Stevens의 방법[61], critical band를 기반으로 마스킹 효과를 반영한 Zwicker의 방법[59], 그리고 마지막으로 critical band가 아닌 ERB(equivalent rectangular bandwidth)를 기반으로 마스킹 효과를 반영한 Moore & Galsberg 모델이 있다[62]. 이 중 본 연구에서는 청각 기관의 특성을 가장 잘 반영한다고 알려져 있으며 가장 널리 사용되고 있는 Zwicker의 모델을 사용해 연구를 진행한다.



〈그림 4.8〉 Loudness 계산 과정 예시

Loudness의 계산 과정은 〈그림 4.8〉를 통해 확인할 수 있다[59]. 먼저 주파수 스펙트럼의 가로축을 주파수(20~20kHz)에서 critical band rate(1~24bark)로 변환한다. 다음으로 bark 단위로 critical band level(L_G)를 계산한다.

$$I_G = \int_{z-0.5}^{z+0.5} \frac{dI}{dz} dz \quad L_G = 10 \log \frac{I_G}{I_0} \text{ dB} \quad \langle \text{식 4.1} \rangle$$

그리고 〈식 4.1〉의 결과값을 기반으로 해당 주파수 대역의 저주파 부분과 고주파 부분에 masking pattern을 추가함으로써 excitation level을 계산하고, excitation level과 〈식 4.2〉을 통해 specific loudness level값을 도출한다.

$$N' = 0.08 \left(\frac{E_{TQ}}{E_0} \right)^{0.28} \left[\left(0.5 + 0.5 \frac{E_{TQ}}{E_0} \right)^{0.23} - 1 \right] \quad \langle \text{식 4.2} \rangle$$

마지막으로 specific loudness level 그래프의 아랫부분을 적분하여 total loudness level값을 계산한다.

$$N = \int_0^{24Bark} N' dz \quad \langle \text{식 4.3} \rangle$$

그러나 실제로 이러한 연산 과정을 수행하는 과정이 다소 복잡하고 효율적이지 못하므로 현재 많은 연구에서는 ISO에서 제안하는 방식으로 loudness level값을 계산하고 있다. ISO에서는 1/3 octave band level로부터 specific loudness level을 근사하는 방법을 제안하고 있는데, masking pattern으로 인한 효과를 고려하는 과정을 생략하고 <식 4.2>의 계수를 0.23에서 0.25로 변환하는 방법을 제시하고 있다. 본 연구에서도 보다 효율적인 연구 진행을 위해 ISO에서 제안한 방법을 통해 Loudness값 계산을 수행한다.

나) Sharpness

Sharpness의 경우, ‘날카로움’으로 대표되는 소음의 주파수 특성이 사람들에게 어떻게 인지되는지를 정량화한 것으로, 단위로는 acum 이 사용된다. sharpness의 경우 ISO에 등록되어 있지는 않으나, 소음의 성질을 표현하는데 ‘크기’와 함께 가장 중요한 것으로 생각되는 ‘주파수 특성’을 정량화한 것으로 Loudness와 함께 여러 심리음향학적 연구에서 가장 많이 사용되는 심리음향학적 인자이다. Sharpness를 계산하기 위한 모델은 Bismarck에 의해 처음으로 제안된 바 있으며[63], 이후 Zwicker 등에 의해 개선된 모델이 발표된 바 있다[59]. 이 중 본 연구에서는 Loudness의 경우와 마찬가지로 Zwicker의 모델을 활용해 Sharpness 값을 계산한다.

Zwicker은 Loudness 계산 과정에서 언급된 specific loudness level 계산 결과에 가중 함수(weighting function)을 적용하는 방식을 통해 sharpness level을 계산하는데, 계산 과정에 사용된 가중 함수는 <식 4.4~4.5>를 통해 확인할 수 있다.

$$S = 0.11 \frac{\int_0^{24Bark} N' g(z) z dz}{\int_0^{24Bark} N' dz} \quad \langle \text{식 4.4} \rangle$$

$$g(z) = \begin{cases} 1 & \text{for } z \leq 16 \\ 0.066 \times e^{0.171z} & \text{for } z > 16 \end{cases} \quad \langle \text{식 4.5} \rangle$$

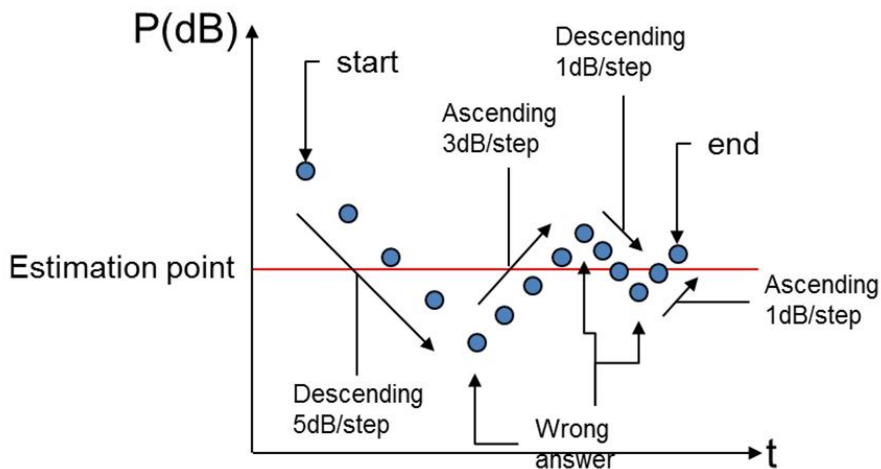
3) 심리음향학적 인자의 인지 한계 평가 실험

실험은 총 두 단계로 진행되었다. 먼저 피험자들은 Loudness 에 대해 주파수 성분 변화를 통한 인지 한계 평가 실험을 진행하였으며, 이후 동일한 방법을 통해 Sharpness에 대한 청감 실험을 진행하였다.

본 실험에서는 평가를 위해 ‘1-up 1-down stepping rule’ 을 사용하였다. 이 방법은 ‘인지 한계’ 나 ‘주관적 부분 라우드니스’ 등을 평가하는데 사용되는데, 일련의 과정을 통해 편향된 실험 결과가 발생하는 것을 막아주는 것으로 알려져 있다[64]. 피험자들은 변화가 없는 음원과 실험자가 주파수 밴드별 크기 변화를 준 음원에 대해 “두 소리 간에 ‘크기’ 또는 ‘날카로움’ 에 대한 인지적 변화가 느껴지는가?” 에 대해 ‘그렇다’ 또는 ‘그렇지 않다’ 로 대답할 수 있다. 또한 피험자들은 여러 단계를 거쳐 실험을 진행하게 되는데, 실험 시작과 함께 소음원에 대해 인지적 변화가 느껴지는지를 질문 받는다. 이에 ‘그렇다’ 라고 대답하는 것과 ‘그렇지 않다’ 라고 대답하는 경우 다음 단계에서 소음원의 크기가 각각 서로 다른 크기로 달라진다. ‘그렇다’ 라고 대답하는 경우 소음원의

크기는 작아지며 ‘그렇지 않다’ 라고 대답하는 경우 소음원의 크기는 커진다. 피험자가 ‘그렇다’ 라고 대답하다가 ‘그렇지 않다’ 라고 대답하는 경우 소음원의 크기는 커지는데 이 때 소음원이 커지는 정도는 앞 단계에서 소음원이 작아지는 정도보다는 작다. 반대의 경우도 이와 동일한데, 결론적으로 피험자의 대답이 바뀌는 경우 소음원의 크기의 변화 방향이 달라진다(<그림 4.9> 참고). 위와 같이 피험자의 대답이 바뀌는 과정을 6회 이상 진행하였으며 마지막 4회의 결과를 평균해서 각 주파수 밴드에 대한 인지 한계 값을 결정하였다.

본 실험은 실험자가 직접 음원을 재생하는 등의 작업을 수행하지 않고 피험자가 원하는 만큼 실험에 집중할 수 있도록 하기 위해 Matlab의 script를 통해 진행되었다.



<그림 4.9> 1-up 1-down stepping rule 예시

4.2 실험 결과 분석

4.2.1 Loudness 인지 한계 분석

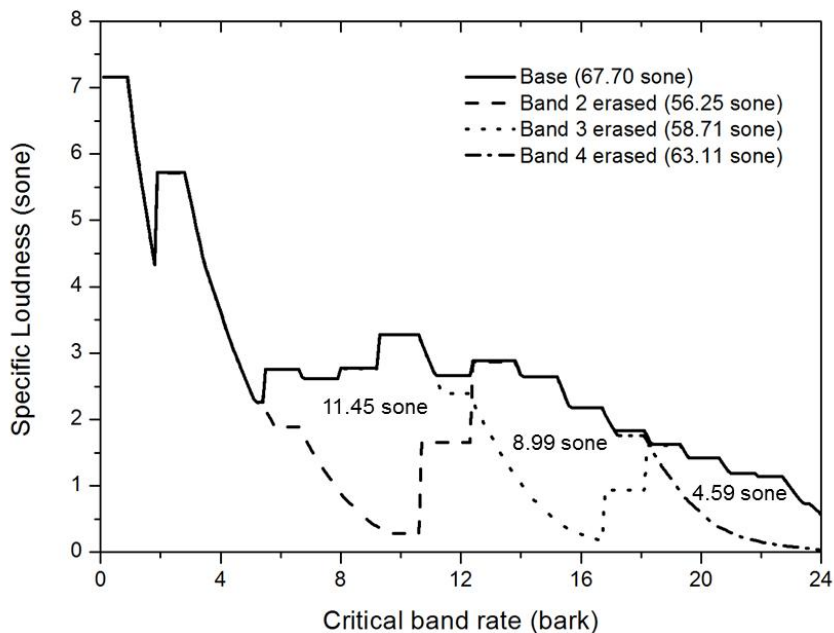
피험자들의 인지 한계 평가 결과를 <표 4.3>에 나타내었다. 실험 결과를 살펴보면 증가하는 방향에 대한 인지 한계 평가 결과는 band 1부터 band 4까지 정확하게 나타나나, 감소하는 방향에 대한 평가 결과는 band 1에 대해서만 존재함을 확인할 수 있다. 이는 피험자들의 대부분이 band 2~4에 대해 감소하는 방향에 대한 인지 한계를 찾을 수 없다는 반응을 보인 것에 대한 결과로, 해당 주파수 밴드 대역에 대한 크기 성분의 감소가 피험자들의 ‘크기’에 해당하는 인지 변화에 영향을 미치지 못한 것으로 생각된다.

<표 4.3> Loudness 인지 한계 측정 결과 (base: 67.70sone)

지표		band 1	band 2	band 3	band 4
SPL (dB)	증가	1.8	9.8	10.4	9.9
	감소	-2.6	-	-	-
Loudness (sone)	증가	3.32	15.40	13.63	6.23
	감소	-4.25	-	-	-

이러한 결과는 주파수 밴드별 크기 변화에 대한 음원의 specific loudness 그래프 변화를 확인함으로써 분석될 수 있다. 기본 자극음에 대해 band 2, band 3, band 4의 성분이 제거된 음원에 대한 specific loudness 그래프를 <그림 4.10>를 통해 확인할 수 있다. 그래프를 확인해보면 기본 자극음에 대한 specific loudness와 주파수 밴드 성분이 각각 제거된 경우에 대한 specific loudness 그래프 간의 차이를 가시적으로 확인할 수 있다. 또한, 각 밴드 성분이 제거된 경우에 대한 loudness 변화량은 (specific loudness의 아랫부분 면

적이 피험자가 청각 기관을 통해 실질적으로 인지하는 소음의 크기를 의미하는 것을 고려할 때) 그래프 아랫부분의 면적 차이로 환산될 수 있는데, (증가하는 방향의) Loudness의 인지 한계 값과 비교해 본 결과 각 loudness 변화량이 인지 한계 값에 미치지 못함을 확인할 수 있었다. 결론적으로, band 2~4의 주파수 성분 크기의 감소를 통해 ‘크기’에 대한 인지적 변화를 느낄 수 없는 것이 자명할 것으로 생각되며, band 2~4의 크기가 감소하는 경우에 대한 인지 한계 평가 값을 제외한 나머지 수치들을 이용해 결과 분석을 진행하는 것이 보다 효율적인 연구 진행에 도움이 될 것으로 판단되었다.



<그림 4.10> 각 주파수 대역 성분 제거 전·후 비교 (Specific loudness)

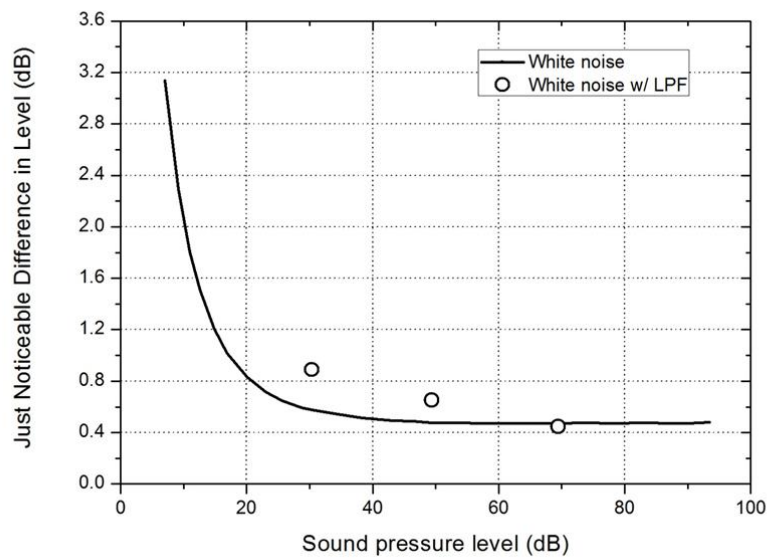
<표 4.3>에 나타난 실험 결과를 살펴보면 주파수 밴드별 차이가 있지만 대략 5~22% (3.32 ~ 15.40sone)의 주파수 밴드별 크기 변화를 통해 사람들이 Loudness에 대한 전체 크기 변화를 인지하는 것으로

나타났다. 또한 소음도 레벨과 loudness 레벨 양쪽 모두의 경우, 주파수 밴드 대역 내의 소음 변화가 1번 밴드에서 가장 민감하게 인지된다는 사실을 확인할 수 있었다. 이러한 실험 결과는 항공기 소음원의 specific loudness 그래프를 통해 더욱 분명하게 설명될 수 있다.

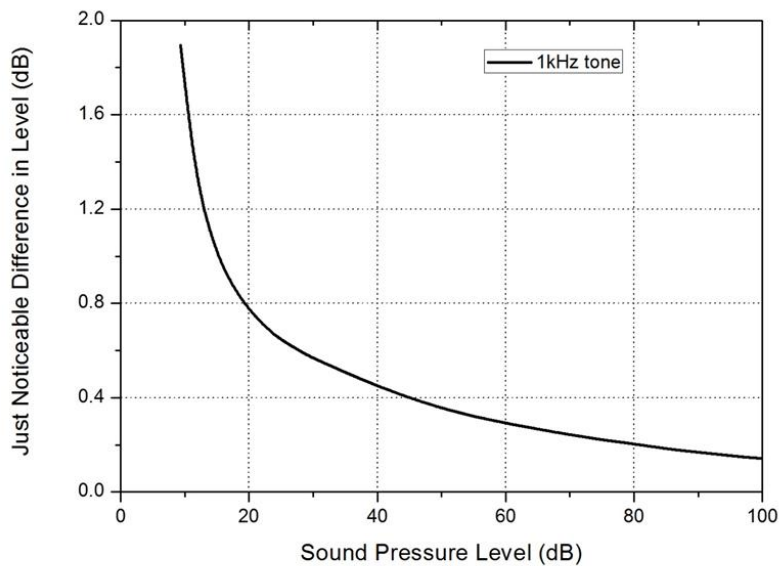
<그림 4.10>을 살펴보면 1번 밴드 대역(1~6 bark)에서 가장 specific loudness가 큼을 알 수 있는데, specific loudness 그래프 아래 면적이 클수록 전체 음원의 크기가 크게 인지된다는 사실을 고려해 볼 때 밴드 내 같은 소음의 크기 변화(dB)로 인해 가장 큰 그래프 아래 면적 변화가 야기되는 1번 밴드 대역의 소음 변화에 사람들이 가장 민감하게 반응할 것이라는 점을 예측할 수 있으며 실험 결과들을 통해 이러한 사실을 확인할 수 있다. 또한, 저주파성분 내에 존재하는 ‘booming’ 성분에 대하여, 다른 주파수 대역에 비해 사람들이 더 민감하게 크기 및 불쾌감 변화를 인지할 것을 가정하고 진행한 여러 연구 결과를 통해 1번 밴드에 의한 주도적 영향성이 더 정확하게 설명될 수 있을 것으로 판단된다[59,66~67]. 이외에도 본 실험에 사용된 자극음의 경우 저주파 대역의 크기가 다른 주파수 성분에 비해 월등히 크므로 (주파수 밴드 성분의 상대적 크기에 대한 영향으로) 전체적 크기 인지에 대한 1번 밴드의 영향성을 보다 명확하게 확인할 수 있었던 것으로 생각된다.

본 실험은 자극음의 크기 변화의 시작점을 측정한다는 점에서 문헌[59]에 제시된 JNDL(just noticeable differences in level) 평가 결과와 비교·분석 될 수 있다. JNDL은 사람이 인지할 수 있는 최소한의 소음의 크기 변화 level을 의미한다. 문헌에서는 두 white noise 간의 JNDL을 측정한 결과, LPF를 통과한 white noise 간의 측정 결과 그리고 1kHz tone noise에 대한 측정 결과를 제시하고 있다.

먼저, white noise의 경우 크기에 따라 결과가 달라지지만, 평균적으로 0.5dB의 크기변화를 피험자들이 인지할 수 있는 것으로 평가하였다. 또한 LPF를 통과한 white noise의 경우 30~70dB 영역에 대해 1~0.5dB까지 JNDL이 변화하는 것으로 확인되었다. 마지막으로 사인파의 경우, 20~100dB 영역에 대해 1~0.15dB까지 JNDL이 변화하는 것으로 확인되었다(<그림 4.11~4.12> 참고).



<그림 4.11> 소음의 크기에 따른 JDNL 변화 (white noise)



<그림 4.12> 소음의 크기에 따른 JDNL 변화 (1kHz)

본 실험을 통해 도출된 결과에 따르면, 크기 변화를 인지하기 위한 (각 주파수 밴드별 크기 변화에 의한) 전체 소음의 크기 변화량은 밴드별로 차이가 있으나 모든 경우 0.5dB 이상으로 확인되었으며, 가장 민감한 주파수 대역에 대해서도 1dB 이상의 크기 변화가 필요한 것으로 확인되었다.

이러한 문헌과 실험 결과와의 차이는 연구에 사용된 자극음의 차이로 인한 것으로 생각된다. 본 실험에 사용된 자극음은 white noise가 아닌 주파수 밴드별 성분 크기가 변화된 소음이다. 때문에 문헌에서 제시한 것과는 다른 결과를 나타낼 가능성이 충분할 것으로 생각된다. 이러한 판단은 <그림 4.11>와 <그림 4.12> 간의 비교를 통해서 뒷받침될 수 있다. 두 그림에서 확인될 수 있는 데이터를 비교해보면 같은 방법론을 사용함에도 불구하고 서로 다른 자극음에 대한 실험 결과가 상이한 것을 확인할 수 있다. 따라서 (비록 확정적인 결론을 짓는 것은 불가능하지만) 서로 다른 자극음을 사용함으로써 문헌의 결과값과 본 실험에서의 결과 간에 차이가 발생한 것으로 판단할 수 있을 것으로 생각된다. 또한 실험 방법론에 대해서도, 문헌에서는 전체 크기가 변화하는 등에 대한 평가 결과는 존재하지만 본 실험에서 사용된 것과 같이 주파수 밴드 성분의 크기가 변화하는 경우에 대한 평가 결과는 제시하고 있지 않다. 결론적으로 방법론과 자극음의 종류가 모두 다르므로 문헌 결과와 본 실험 결과 간에 차이가 발생한 것으로 판단되며, 본 실험에 사용된 자극음과 동일한 자극음을 사용하고 양쪽의 자극음을 모두 포괄할 수 있는 실험 방법론을 사용하는 등의 추가 연구가 필요할 것으로 생각된다. 또한 본 연구의 실험적 결과가 추가 연구에 대한 기초 자료로 활용될 수 있을 것으로 생각된다.

4.2.2 Sharpness 인지 한계 분석

피험자들의 인지 한계 평가 결과를 <표 4.4>에 나타내었다.

<표 4.4> Sharpness 인지 한계 측정 결과 (base: 1.29 acum)

지표		band 1	band 2	band 3	band 4
SPL (dB)	증가	3.4	4.9	3.7	2.3
	감소	-3.0	-6.8	-6.3	-3.2
Sharpness (acum)	증가	0.08	0.03	0.02	0.06
	감소	-0.09	-0.02	-0.03	-0.07

표에 나타난 실험 결과를 살펴보면 주파수 밴드별 차이가 있지만 대략 2~8% (0.02 ~ 0.1acum)의 주파수 밴드별 크기 변화를 통해 사람들이 sharpness에 대한 전체 크기 변화를 인지하는 것으로 나타났다. 또한 소음도 레벨을 기준으로 했을 때는 1번 또는 4번 밴드가, sharpness 레벨을 기준으로 했을 때는 2번과 3번 밴드 대역 내의 소음 변화량이 가장 민감하게 인지된다는 사실을 확인할 수 있지만, loudness의 결과와는 달리 서로 다른 주파수 대역 간의 민감도 차이가 크지 않음을 확인할 수 있었다.

실험 결과는 문헌에서 제시된 실험 결과를 살펴봄으로써 보다 잘 설명될 수 있다[59]. 문헌에서는 JNVF(Just-noticeable variations in frequency) 개념을 사용해 주파수 대역에 따라 사람들이 인지할 수 있는 최소한의 주파수 변화량을 제시하고 있다. 본 연구에서 진행된 바와 실험 목적, 진행 방법 등이 모두 다르기 때문에 직접적인 비교는 어려우나, 문헌에서는 500Hz 미만의 주파수 영역에서의 JNVF가 500Hz 이상의 주파수 영역에서의 JNVF보다 크게 관측됨을 여러 번 제시하고 있다. 즉, 500Hz 미만의 주파수 영역에서 사람들이 주파수 성분 변화를 상대적으로 인지하기 어려움을 말하고 있는 것인데, 이

는 본 절에서 sharpness 레벨을 기준으로 분석된 실험 결과와 일치한다. 결론적으로 문헌과 유사한 자극음과 실험 방법을 통해 추가 연구를 진행함으로써 보다 정확한 연구 결과를 얻을 수 있을 가능성이 있으나, 현 단계에서 수행된 비교·분석을 통해 주파수 성분 변화에 대한 사람들의 인지적 특성 변화를 관측할 수 있음을 확인하였다.

4.2.3 분석 결과에 관한 논의

본 장에서는 실험을 통해 자극음에 대한 각 주파수 밴드별 심리음향학적 인자 (Loudness & Sharpness)의 인지한계를 측정하였으며, 이를 통해 전체 크기 변화를 야기할 수 있는 주파수 밴드별 최소 크기 변화량을 확인하였다. 또한, 관련 문헌과 실험결과와의 비교 및 분석을 통해 실험 결과의 신뢰성을 확보하고자 하였으며, 여러 소음 저감기법의 적용에 있어서 최소한의 효과를 얻기 위한 주파수 밴드별 소음 특성을 확인하였다.

그러나 본 연구에서는 능동소음제어의 적용에 관한 연구를 진행하므로, 저주파 대역에 해당하는 동시에 능동소음제어로 저감 가능한 주파수 대역인 1번 밴드에 대해 추가적 분석을 진행할 필요가 있다.

〈표 4.5〉 1번 밴드에 대한 Loudness & Sharpness 인지한계 측정 결과

지표		band 1
Loudness 변화 (dB)	증가	1.8
	감소	-2.6
Sharpness 변화 (dB)	증가	3.4
	감소	-3.0

심리음향학적 인자들에 대해 1번 밴드의 인지 한계 값을 정리하면 〈표 4.5〉와 같다. 표를 살펴보면 Loudness 경우의 물리적 지표(소음도)에 대한 인지 한계 값이 Sharpness의 경우보다 대략 0.5~1.7dB 정도 작음을 확인할 수 있다. 이를 능동소음제어 적용과 연관하여 세 경우로 나눠 분석할 수 있다.

- ① 1번 밴드의 크기 변화량이 Loudness의 인지 한계 값보다 작은

경우: 사람들이 크기는 물론이고 주파수 성분 변화를 인지하지 못하므로 능동소음제어 적용의 효과를 얻을 수 없다.

② 1번 밴드의 크기 변화량이 Loudness의 인지 한계 값보다 크고 Sharpness 인지 한계 값보다 작은 경우: 사람들이 크기 변화는 인지할 수 있으나 주파수 성분 변화를 인지하지 못하므로 순수하게 크기 변화만을 인지하게 된다. 이 경우 능동소음제어 적용 효과를 분석하는데 있어 주파수 성분 변화를 고려할 필요가 없으므로, 보다 쉽게 적용 효과를 분석할 수 있을 것으로 예상할 수 있다.

③ 1번 밴드의 크기 변화량이 Sharpness 인지 한계 값보다 큰 경우: 사람들이 크기와 주파수 성분 변화를 모두 인지하므로 능동소음제어 효과 분석에 있어서 Loudness 변화와 Sharpness 변화를 모두 고려해야 한다.

위에서 분석된 바와 같이 각 경우에 대해서 고려되어야 할 심리음향학적 인자가 다를 것으로 예상된다. 그러나 능동소음제어를 적용하는 경우 대부분 10dB 이상의 저주파 대역 소음 저감 효과를 얻을 수 있다고 제시된 바 있으며[18,19], 본 연구에서 저감하고자 하는 목표 소음의 경우 톤 소음이 지배적이므로, 3번 경우에 대한 고려를 바탕으로 이후 연구를 진행해야 될 가능성이 클 것으로 예상할 수 있다.

따라서 5장에서는 실험적 연구를 통해 능동소음제어를 적용하는 경우에 대해 실제 저주파 대역의 변화량을 확인하며, 본 장에서 분석한 결과를 바탕으로 능동소음제어 전후의 물리적 지표 차이와 심리음향학적 지표의 변화를 분석한다.

5. 능동소음제어기법 적용을 통한

내부소음 저감 효과 분석

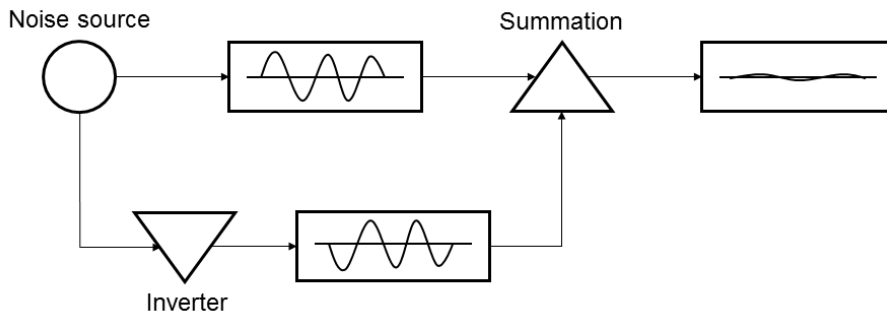
본 장에서는 능동소음제어기법을 적용한 실험적 연구를 통해 동체 내부 소음에 대한 소음 저감 효과를 확인한다. 먼저 능동소음제어의 원리와 적용 방식, 사용된 알고리즘 등 능동소음제어기법을 적용하기 위한 기본 이론에 대해 간략하게 살펴본 뒤 실험 장치와 실험 절차 등 실험 환경에 대한 서술을 진행하도록 한다. 마지막으로 결과 분석 부분에서는 능동소음제어 적용 전·후의 소음도 크기를 비교하며, 4장에서 확인된 실험 결과와의 비교를 통해 소음 저감 효과를 분석한다.

5.1 능동소음제어 실험

5.1.1 능동소음제어기법

1) 능동소음제어(Active Noise Control, ANC)의 원리

능동소음제어 방법의 기본적인 개념은 소리로 소리를 줄이는 것이다. 소리는 파동의 일종이므로 영의 원리(Young's Principle)가 적용될 수 있다. 영의 원리는 두 파의 중첩에 관한 원리로 두 파의 중첩시에 보강, 상쇄 간섭 현상이 발생한다는 것이다. <그림 5.1>에서와 같이 어떤 임의의 음파(a)가 전파되고 있다고 하자. 이 음파와 크기는 같고 위상이 반대인 음파(b)가 발생했다면 두 음파 간의 상쇄 간섭에 의해 임의의 음파는 사라지게 된다. 이것이 능동소음제어의 기본 원리이다.

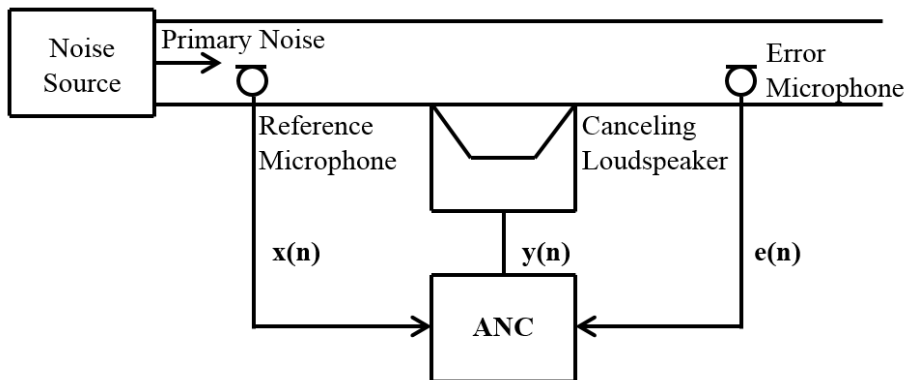


<그림 5.1> 능동소음제어의 기본 원리 (영 ‘Young’ 의 파의 중첩)

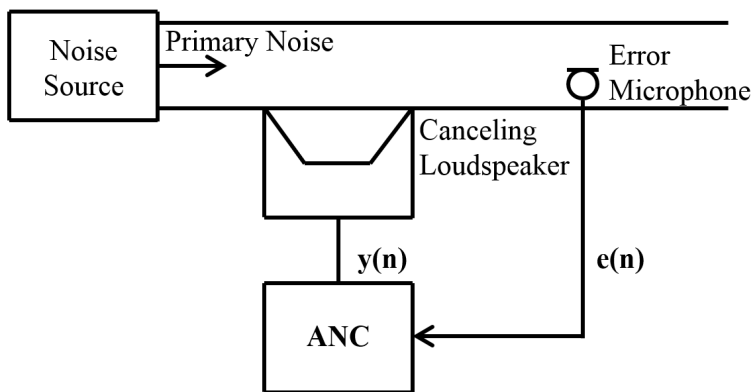
2) 능동소음제어 적용방식

능동 제어 시스템의 종류는 그 구성 형태에 따라 두 가지로 나눌 수가 있다. 하나는 피드포워드 (Feed-forward) 방식이고 다른 하나는 피드백워드(Feed-backward) 방식이다. 1차원 능동소음제어를 중심으로 각각의 시스템을 살펴보면 다음과 같다.

피드포워드 방식과 피드백워드 방식의 차이는 참조 신호의 존재 유무에 있다. 전자의 경우 참조 신호를 위한 참조 마이크로폰이 존재하며 후자의 경우 존재하지 않는다. 구체적으로, 피드포워드 방식은 참조 마이크로폰 (reference microphone)으로부터 받아들인 참조 신호 (reference signal)와 에러 마이크로폰 (error microphone)으로부터 받아들인 에러 신호 (error signal)로부터 제어 신호 (control signal)를 만들며, 이를 통해 제어 스피커 (control speaker)에서 음파를 발생시켜 에러 마이크로폰 (error microphone)에서 음압이 최소가 되도록 하는 방법이다(<그림 5.2> 참고). 반면에 피드백워드 방식은 에러 마이크로폰 (error microphone)에서 받아들인 신호만으로 제어 신호(control signal)를 만들어 제어 스피커 (control speaker)로부터 음파를 발생시켜 에러 마이크로폰(error microphone)에서 음압이 최소가 되도록 하는 방법이다. (<그림 5.3> 참고)



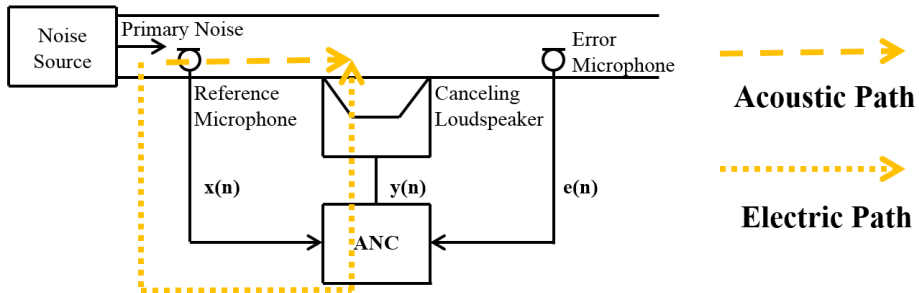
<그림 5.2> 피드포워드 (Feed-forward) 방식 도식도



<그림 5.3> 피드백워드 (Feed-backward) 방식 도식도

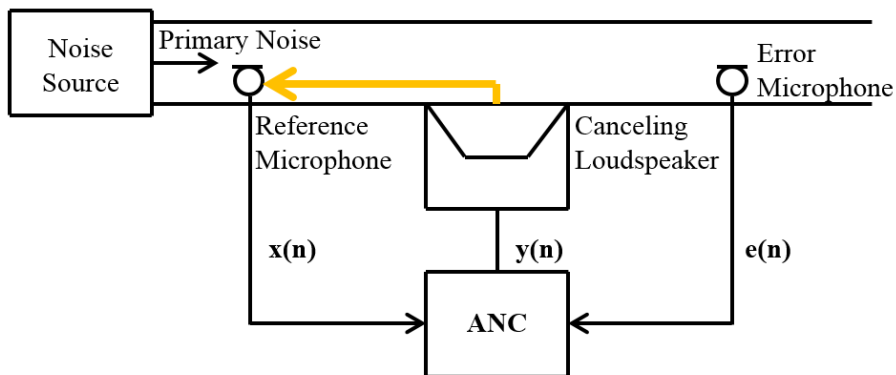
능동소음제어 적용 방식에는 각각 장·단점이 존재한다. 피드포워드 방식은 참조 마이크로폰 (reference microphone)으로부터 직접 신호를 받아들이므로 주기적인 소음 (tonal noise)뿐만 아니라 광대역 소음(broad band noise)도 제어할 수 있지만 참조 마이크로폰으로부터 받아들인 음파가 전파 과정을 통해 제어스피커 부근에 도달하기 전에 제어기가 제어 음파를 발생해야 한다는 경계 조건

(causality condition)을 만족해야 하므로 제어를 위해서는 참조 마이크로폰과 제어 스피커 사이의 충분한 거리가 보장되어야 한다.



<그림 5.4> 경계 조건 (Causality condition) 도식도

또한 제어 스피커에서 발생한 음파가 다시 참조 마이크로폰으로 들어가 외란(disturbance)을 일으킴으로써 전체적 제어 효율을 낮추게 되는, 음향학적 피드백 (acoustic feedback) 문제를 일으킬 수 있기 때문에 참조 마이크로폰과 스피커 사이의 거리를 충분히 보장하거나, 참조 신호를 비음향학적 기기를 사용하는 등의 보완책이 고려되어야 한다[36,68].



<그림 5.5> 음향학적 피드백 (Acoustic feedback) 도식도

피드백워드 방식의 경우는 이와 달리 에러 마이크론 (error microphone) 하나만을 사용하므로 경계 조건(causality condition), 음향학적 피드백(acoustic feedback)으로 인한 문제가 발생하지 않으며 장치가 간단해지는 장점이 있으나, 주기적인 소음(tonal noise) 만을 제어할 수 있다는 제약조건이 있다[36,68]. 이처럼 각 방식의 장·단점이 뚜렷하기 때문에 어떤 분야 또는 제품에 적용할 지에 대한 고려를 통해 선택적으로 각 방식이 적용되고 있다.

<표 5.1> 능동소음제어 적용 방식에 따른 장·단점

	Strong-point	Weak-point
Feed-forward	Broad-band noise control	Acoustic feedback
	Non-periodic noise	Causality condition
Feed-backward	No acoustic feedback	Narrow-band noise
	No causality condition	periodic noise

5.1.2 알고리즘 분석

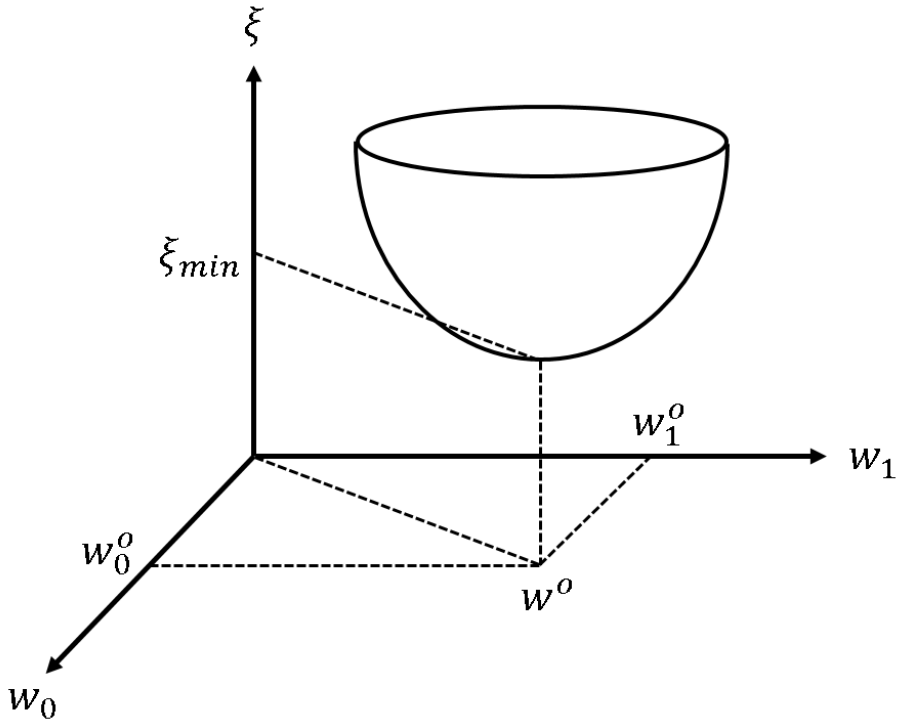
1) FXLMS (Filtered-X Least Mean Square) 알고리즘

가) LMS 알고리즘 개요

LMS 알고리즘은 능동소음제어기법에서 가장 기본적으로 사용되는 알고리즘으로 에러값의 평균 자승치(mean square error, MSE)를 최소화하도록 필터 계수 $w(n)$ 을 조정하는 방식을 사용한다.[36] 저감하고자 하는 소음원을 $d(n)$, 제어 스피커에서 발생하는 제어 음원을 $y(n)$ 으로 가정하면 $e(n)$ (에러 값)은 <식 5.1>와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} e(n) &= d(n) - y(n) \\ &= d(n) - w^T(n)x(n) \end{aligned} \quad \text{<식 5.1>}$$

LMS 알고리즘을 구동하는 경우 에러값의 평균 자승치(mean square error, MSE)를 최소화하도록 $w(n)$ 을 조정하게 되는데, $w(n)$ 을 조절하는 방법으로는 최속 강하법(steepest descent method)을 이용한다. 최속 강하법이란 1차 최적화 알고리즘으로 제한 조건이 없는 최적화 문제를 해결하는데 유용한 방식이다. 특히 이 방법의 장점은 이차 미분 없이 최적화가 가능하다는 점에 있는데, 이 방법을 능동소음제어에 적용하게 되면 $e^2(n)$ 의 구배를 추적하여 $e^2(n)$ 이 최소값을 가지게 되는 $w(n)$ 을 찾게 된다.



〈그림 5.6〉 Steepest gradient 개념도[36]

$e^2(n)$ 의 구배는 〈식 5.2〉와 같이 나타낼 수 있으며 이를 LMS 알고리즘 내 필터 계수 연산식에 대입하면 〈식 5.3〉의 결과를 얻을 수 있다.

$$\nabla_n = \frac{\partial e^2(n)}{\partial w(n)} = e(n) \frac{\partial e(n)}{\partial w(n)} = -e(n)x(n) \quad \langle \text{식 5.2} \rangle$$

$$\begin{aligned} w(n+1) &= w(n) - \frac{\mu}{2} \nabla_n \\ &= w(n) + \mu e(n)x(n) \end{aligned} \quad \langle \text{식 5.3} \rangle$$

수식 내 μ 는 수렴 계수를 의미하며, 최적의 필터 계수 벡터 w_{opt} 로 한번 알고리즘 연산을 반복할 때마다 얼마만큼 수렴해에 도달해 가는지를 결정하는 parameter이다. 이 값이 큰 경우에는 w_{opt} 을 향해서 수렴하는 속도가 빨라지나 최소 에러값이 커지게 된다. 반면에 이 값이 작은 경우에는 w_{opt} 을 향해서 수렴하는 속도가 느리고 최소 에러값이 작아지게 된다. 실제로 수렴 계수를 결정하는 요인은 필터의 차수 L 과 입력 신호의 파워 값 $P[x^2(n)]$ 이며 수식적으로는 다음과 같이 알려져 있다.

$$\frac{0.01}{LP_x} < \mu < \frac{0.1}{LP_x} \quad \langle \text{식 5.4} \rangle$$

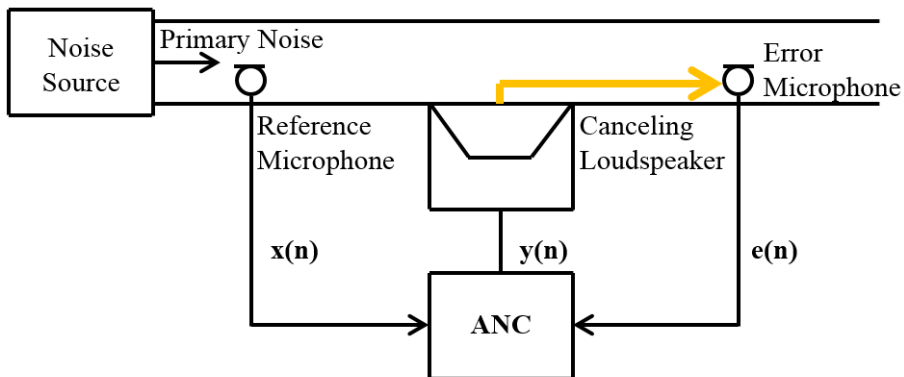
(단, $P_x \equiv r_{xx}(0) = E[x^2(n)]$ (입력 신호 파워), L = 필터 차수)

정적 신호(stationary signal)에 대해서는 평균적인 입력신호의 파워가 일정하므로 수렴 계수를 쉽게 정해줄 수 있다. 하지만 입력신호의 파워가 시간에 대해서 변화할 때는 고정된 수렴 계수를 사용하게 되면 알고리즘 수행 결과가 발산하거나 수렴속도가 떨어지는 문제점이 발생할 수 있다.

나) 오차 경로 (error path)와 시스템 식별 (system identification)

능동소음제어는 실제로 물리적인 음향학적 도메인(acoustical domain)과 그것을 제어필터를 통해 계산하는 전기적 도메인(electrical domain)으로 나누어서 생각할 수 있다. ADC(Analog to Digital Converter)를 통해서 DSP(Digital Signal Processor)칩으로 들어와서 데이터가 처리된 뒤 DAC(Digital to Analog Converter)로 나가는 순간까지가 전기적 도메인이라면, 참조 마이크로폰과, 제어 스피커, 에러 마이크 사이의 음향학적 전달 경로가 음향학적 도메인에 속한다.

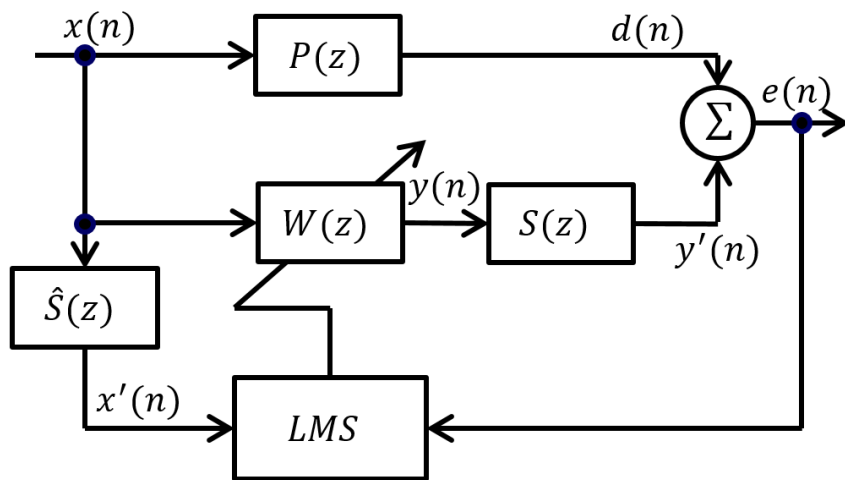
오차 경로란 위에서 말한 음향학적 도메인 내의 제어 스피커 (정확하게는 로우패스 필터)로부터 에러 마이크로폰까지의 경로를 말하는데, 오차 경로가 중요한 이유는 음향학적 도메인을 통과하는 신호와 전기적 도메인을 통과하는 신호 간의 시간차이로 인해서 전기적 도메인 내에 알고리즘을 계산한 결과로 얻게 되는 출력 신호에 의도하지 않은 왜곡이 생겨날 수 있기 때문이다.



<그림 5.7> 오차 경로 (Error path) 도식도

따라서 이러한 음향학적 도메인에서의 오차경로를 능동소음제어

소프트웨어 내의 알고리즘 부분에서 고려해주어야 한다. 알고리즘 내에서 오차 경로를 고려해주기 위해서 입력, 출력, 에러 신호 중 특정 신호를 보정하는 방법을 사용하는데 일반적으로 입력 신호 $x(n)$ 을 고려해주는 FX-LMS(Filtered-X Least Mean Square) 알고리즘이 사용하며 전체적 알고리즘을 블록 선도(block diagram)로 나타내면 다음과 같다.



<그림 5.8> FXLMS 알고리즘 블록선도

FXLMS 알고리즘을 적용하기 위해서는 오차경로를 식별 (identification) 하는 과정을 필요로 한다. 오차경로를 식별하기 위해서는 먼저 물리적인 (오차)경로 상에서 발생하는 신호의 변화를 전달 함수(transfer function)의 형태로 변환하는 과정을 수행해야 한다. 다음으로 실제 오차 경로를 전달 함수화한 것(S)과 가상적으로 입력신호에 필터링할 전달 함수(\hat{S})를 일정한 신호가 통과했을 때 양 쪽을 통과한 신호의 위상과 절대값이 최대한 일치하도록 해야 한다.

오차 경로를 식별하는 과정은 크게 두 종류로 분류될 수 있다[36].

먼저 특정 시스템에 대해 오차 경로가 정형적으로 구성된 경우 off-line modeling 방법을 사용할 수 있다. 이는 시스템의 가변성이 적은 경우 능동소음제어 기법을 적용하기 전 미리 오차 경로를 식별함으로써 알고리즘 연산량을 최대한 줄여줄 수 있는 장점이 있다. 반면 오차 경로가 정형적으로 구성되지 않아 시스템 구성이 가변적으로 변화하는 경우 알고리즘 연산 과정 내 지속적으로 오차 경로를 식별함으로써 알고리즘을 업데이트 해주는 on-line modeling 방법을 사용한다. 각 방법은 장·단점이 분명하게 드러나기 때문에 상황에 맞는 modeling 방식을 사용하게 되는데, 본 연구에서는 시스템의 가변성이 적기 때문에 off-line modeling 방법을 사용해 연구를 진행하였다.

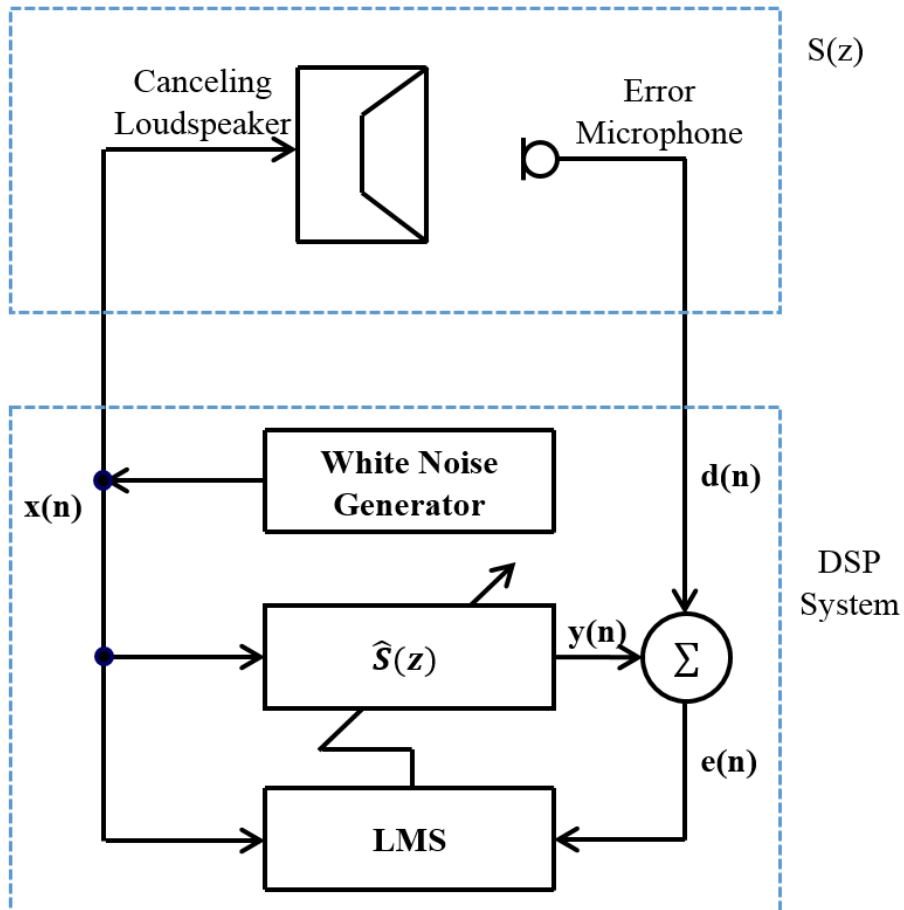
off-line modeling 방법은 <그림 5.9>에서 확인 할 수 있다. 순서대로 살펴보면, 먼저 white noise generator을 통해 $x(n)$ 신호를 발생시킨다. 다음으로 발생한 신호에 대해 음향학적 도메인을 통해 전달된 $d(n)$ 신호를 받아들이게 되는데, 이후 <식 5.5~5.7>의 세 단계 알고리즘 연산 과정을 통해 $e(n)$ 의 크기가 충분히 작도록 수렴된 상태의 $s(n)$ 를 $\hat{s}(n)$ 으로 설정하게 된다.

$$y(n) = \sum_{l=0}^{L-1} \hat{s}_l(n)x(n-l) \quad \langle \text{식 5.5} \rangle$$

$$e(n) = d(n) - y(n) \quad \langle \text{식 5.6} \rangle$$

$$\hat{s}_l(n+1) = \hat{s}_l(n) + \mu x(n-l)e(n) \quad l = 0, 1, \dots, L-1.$$

$\langle \text{식 5.7} \rangle$



〈그림 5.9〉 Off-line modeling 도식도

실험적으로 결정된 $\hat{s}(n)$ 의 경우 실제 $s(n)$ 와 위상 정보가 수렴 조건 <식 5.8>을 만족하지 못하는 경우 알고리즘 결과값 $y(n)$ 이 발산하게 되므로 충분히 알고리즘이 수렴된 후의 $s(n)$ 값을 사용하는 것이 적절하다. 또한 순간적으로 변화하는 $\hat{s}(n)$ 값으로 인한 오차 값을 최대한 줄이기 위해서는 $\hat{s}(n)$ 값이 수렴된 후 일정 sample (예를 들어 20 or 30 step)의 평균값을 $\hat{s}(n)$ 으로 사용하는 것이 좋다.

(수렴 조건에 대한 구체적 수식 유도 결과는 [36]에서 확인할 수 있다)

$$-90^{\circ} < \theta < 90^{\circ} \quad \langle \text{식 5.8} \rangle$$

위의 과정을 거쳐 최종적으로 \hat{S} 가 결정되었을 때 오차경로의 식별이 완료되었다고 할 수 있으며 FXLMS 알고리즘을 적용할 수 있다.

다) 음향학적 피드백 효과 보정

음향학적 피드백은 제어 스피커에서 발생한 음파가 다시 참조 마이크로폰으로 들어가 외란(disturbance)을 일으키는 현상을 말하는데, 외란의 크기가 작을 때는 단순히 전체 시스템의 효율을 감소시키는 수준에 머무르지만, 외란의 크기가 큰 경우에는 시스템의 출력이 발산해 시스템의 운용이 불가능해지는 상황에 이르기도 한다.

이러한 현상을 해소하기 위해서는 크게 두 종류의 방안이 고려될 수 있는데, 먼저 스피커와 참조 마이크로폰 간의 거리를 충분히 멀게 해주는 방법이 있다. 이 경우, 수식적으로 음향학적 피드백 효과로 인한 영향을 무시할 수 있는 두 요소 간의 거리를 특정하기 어렵기 때문에 시스템을 어떻게 구성하는지에 따라 실험적 방법을 통해 피드백 효과가 시스템에 가능한 영향을 미치지 않도록 두 요소의 위치를 결정해야 한다. 다음으로 앞서 나) 절에서 언급한 방법과 같이 스피커와 마이크로폰 사이의 ‘경로’를 보정해 줄 수 있는 전달함수를 알고리즘 내에서 고려해줄 수 있도록 알고리즘을 변형 및 보정해주는 방법이 있다[36,68].

음향학적 피드백 효과를 보정하는 방법은 ‘오차 경로’를 보정하는 방법과 동일하다. 단, 이 경우 고려되어야 하는 필터의 수가 늘어남에 따라 알고리즘 연산량이 많아지는 등의 단점이 있을 수 있으나 최근 알고리즘 연산을 담당하는 DSP의 성능이 좋아짐에 따라 많은 연구에서 사용되고 있다.

2) Leaky Method

능동소음제어 시스템에 있어서 소음원의 음압을 제어하기 위한 과도한 제어스피커의 출력은 저주파와 관련된 공진현상을 일으켜서 제어음원에서의 과부하를 일으키고 이로 인해 제어음원이 왜곡되는 현상을 발생시킨다. 제어음원이 왜곡되어 출력되면 능동소음제어 시스템으로 인한 소음저감 효과가 줄어들게 되므로 제어음원이 왜곡되어 출력되는 현상에 대한 해결책이 필요하다. 문제에 대한 해결책으로 제시된 것이 제어음원의 출력을 알고리즘 내에서 자체적으로 제한할 수 있도록 하는 것이다. 알고리즘 내에서 제어음의 출력을 제한하기 위한 방법으로 알고리즘 내 연산수행의 목표점이 되는 목적함수(cost function)를 수정할 수 있다. 예를 들어, 다음 <식 5.9>와 같이 목적함수를 수정할 수 있다.

$$\xi(n) = e^2(n) + \gamma_l y^2(n) \quad \text{<식 5.9>}$$

여기서 γ_l 는 제어출력 $y^2(n)$ 에 곱해주는 가중치이다. 이와 비슷하게 필터 벡터에 가중치 γ 를 곱해준 결과는 다음과 같다.

$$\xi(n) = e^2(n) + \gamma_l w^T(n)w(n) \quad \text{<식 5.10>}$$

<식 5.10>의 결과를 앞에서 살펴본 최속강하법을 이용해 FXLMS 알고리즘에 적용한 결과는 <식 5.11>과 같으며 이를 Leaky FXLMS 알고리즘이라고 한다[36,68].

$$\begin{aligned} w(n+1) &= w(n) + \mu x'(n)e(n) - \mu \gamma_l w(n) \\ &= \nu w(n) + \mu x'(n)e(n) \end{aligned} \quad \text{<식 5.11>}$$

여기서 leakage factor $\nu = 1 - \mu\gamma_l$ 로 나타나며 항상 0이상의 크기를 가져야 한다. 또한 ν 의 절대값이 1보다는 항상 작아야 하는데, 이는 ν 의 절대값이 1보다 클 경우 알고리즘이 발산하는 결과를 가져오기 때문이다.

Leaky FXLMS 알고리즘을 이용하게 되면 입력 신호의 각각의 모드에 대한 고유치(eigen value)에 일정한 값을 더해주는 결과를 가져오게 되며 이로 인해 능동소음제어수행시의 알고리즘의 발산을 막아서 안정된 제어가 가능하게 한다. 반면에 필터계수 계산시에 계산의 복잡성을 가중시키며 필터 계수의 수렴해에 오차를 필연적으로 발생시키는 단점이 존재한다. 따라서 ν 값의 선택에 있어서 필터계수 수렴해의 오차와 제어출력의 완화 사이에서 적절한 값을 선택해야 최적화된 제어 결과를 얻을 수 있다.

3) Normalized FXLMS 알고리즘

LMS 알고리즘 수행과정의 안정성, 수렴시간 등은 입력 신호의 파워와 수렴 계수(μ)의 크기에 의해 결정된다. 또한 안정성을 확보할 수 있는 수렴 계수의 최대값은 <식 5.4>에서 볼 수 있듯이 필터차수와 참조신호의 파워의 역수에 비례한다. 이런 조건들을 배경으로 정상상태를 유지하는 동시에 수렴속도를 최적화시키는 방법이 존재하는데 이를 Normalized FXLMS 알고리즘이라고 한다[36,68]. 수식적으로는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$w(n+1) = w(n) + \mu(n)x(n)e(n) \quad \langle \text{식 5.12} \rangle$$

FXLMS 알고리즘과의 차이점은 수렴계수가 알고리즘 수행 과정에서 변화한다는 것이다. 즉, $\mu(n)$ 은 최적화 지점을 찾아가는 수렴 계수이며 다음과 같이 계산될 수 있다.

$$\mu(n) = \frac{\alpha_n}{L\hat{P}_x(n)} \quad \langle \text{식 5.13} \rangle$$

여기서 $\hat{P}_x(n)$ 은 시간 n 에서의 입력신호의 파워 기대값이다. 또한 α_n 은 normalized 수렴 계수로서 $0 < \alpha_n < 2$ 를 만족한다. 입력 신호의 파워 기댓값을 구하기 위해서는 일반적으로 두 가지 방법이 이용된다.

첫 번째, rectangular moving window technique을 이용하는 방법이 있으며 이를 수식적으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}\hat{P}_x(n) &= \frac{1}{M_l} \sum_{m=0}^{M-1} x^2(n-m) \\ \hat{P}_x(n-1) &+ \frac{x^2(n) + x^2(n-M)}{M_l}\end{aligned}\quad \langle \text{식 5.14} \rangle$$

여기서 M_l 은 moving window의 길이를 나타낸다. 이 방법을 이용하여 입력 신호 파워의 기댓값을 비교적 간편하게 구할 수 있다. 또한 계산 결과의 오차도 비교적 작은 편이다. 다만 M_l+1 개의 저장 메모리가 필요하기 때문에 저장 용량이 작은 기기를 이용하는 경우에는 주의가 필요하다.

두 번째, exponential window 혹은 1차 IIR filter을 이용하는 방법이 있으며 이를 수식적으로 나타내면 다음과 같다.

$$\hat{P}_x(n) = (1-\beta)\hat{P}_x(n-1) + \beta x^2(n) \quad \langle \text{식 5.15} \rangle$$

여기서 β 는 smoothing parameter로 다음과 같이 정의된다.

$$\beta \equiv \frac{1}{M_l} \quad \langle \text{식 5.16} \rangle$$

이 방법을 이용하면 입력 신호의 파워값을 신뢰성 있게 구할 수 있으며 저장 메모리도 1개만 있으면 되는 장점이 있다. 반면에 적절한 β 값을 설정하지 못한 경우에는 오히려 신뢰성이 떨어질 수 있는 단점이 있다.

위의 두 가지 방법에 대해 M_l 의 길이가 길수록 입력신호의 파워 기댓값을 연속적으로 구할 수 있다. 이 경우 알고리즘의 제어 능력

이 최적화될 수 있다는 장점이 있으나 반면에 입력 신호의 갑작스러운 변화에 필터가 반응을 할 수 없다는 단점이 있다. 따라서 M_l 의 길이를 결정할 때에는 입력 신호가 정적(stationary) 신호인지 아니면 비정적(non-stationary) 신호인지를 잘 고려해야 한다.

4) Multi-Channel FXLMS 알고리즘

일반적으로 1개의 입력에 대해서 1개의 출력을 가지는 시스템을 SISO(Single-Input Single-Output) 시스템이라고 한다. 앞에서 살펴본 알고리즘들은 SISO시스템에서 어떻게 적용할 것인가에 초점을 두고 알고리즘들의 특성을 살펴보았다. 하지만 SISO시스템을 적용할 수 있는 사례는 상당히 제한적이다. 예를 들어, 1차원 음장으로 근사될 수 있는 duct 유동으로 인한 소음을 저감하는 경우 또는 소음원 자체의 크기를 줄이기 위해 저감하고자 하는 주파수 대역의 $\lambda/6$ 내에 제어 스피커를 둘 수 있는 경우 등의 제한적 조건 하에만 SISO시스템을 통해 효율적 제어를 수행할 수 있으며 그 외의 대부분의 환경에서 실질적인 능동소음제어를 적용하기 위해서는 반드시 MIMO(Multi-Input Multi-Output) 시스템을 고려해야한다.

FXLMS 알고리즘을 MIMO시스템에 적합하도록 변형하기 위해서는 참조 신호의 수, 출력 신호의 수, 에러 신호의 수를 고려해 알고리즘을 구성해야 된다. 이를 위해 기존에 벡터 형태로 구성되어 있던 수식 내 각 부분을 (ex P , W 등) 벡터 형태에서 행렬의 형태로 나타내야 하는데, 우선 참조 신호의 수를 J , 출력 신호의 수를 K , 에러 신호의 수를 M 이라고 했을 때, 각 신호는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$x = x_j, \quad y = y_k, \quad e = e_m \quad \langle \text{식 5.17} \rangle$$

(단, $j = 1, 2, \dots, J$, $k = 1, 2, \dots, K$, $m = 1, 2, \dots, M$)

또한 $P = P_{mj}$, $S = S_{mk}$ 등으로 나타나며 앞에서 살펴본 것과 동일한 과정을 통해 수식적으로 알고리즘을 전개하면 출력 신호 y 와 필터 계수 w 는 다음과 같이 표현 된다.

$$y_k(n) = \sum_{j=1}^J w_{kj}^T(n) x_j(n) \quad \langle \text{식 5.18} \rangle$$

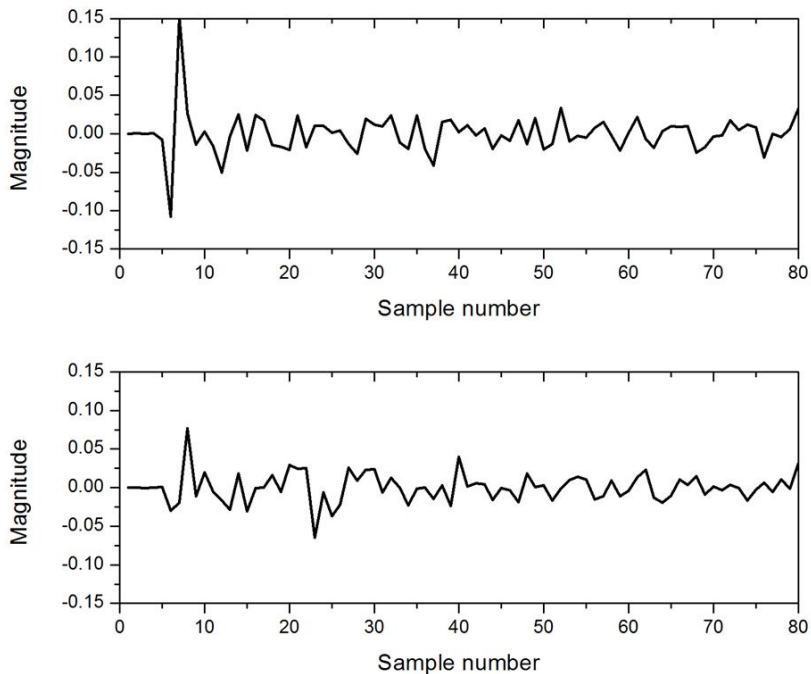
$$w_{kj}(n+1) = w_{kj}(n) + \mu \sum_{m=1}^M x'_{jkm}(n) e_m(n) \quad \langle \text{식 5.19} \rangle$$

〈식 5.19〉을 살펴보면 필터 계수 w 가 $K \times J$ 행렬임을 알 수 있다. 또한 알고리즘이 한 번 실행될 때마다 최적해에 도달할 때까지 전체 행렬이 계속 변화하게 된다는 점도 알 수 있다. 결론적으로 참조신호의 수와 출력 신호의 수가 커질수록 알고리즘 연산 수행에 걸리는 시간이 기하급수적으로 커지며 MIMO시스템의 능동소음제어를 실행하기 위해서는 가능한 최적화된 참조 신호와 출력 신호 여러 신호의 수를 결정하는 것이 중요하다고 할 수 있다.

5.1.3 시스템 내 소프트웨어 구성 방법

능동소음제어기법 적용을 위해 5.1.2절을 통해 살펴본 여러 알고리즘을 병렬적으로 구성하는 과정을 수행한다. 또한 오차 경로 보정, 음향학적 피드백 효과 보정 등, 시스템의 효율성을 높일 수 있는 이론적 방법들을 실질적으로 소프트웨어 내에 적용한다.

시스템 내 소프트웨어는 Multi-channel FXLMS를 기반으로 구성되었다. 또한, 시스템 내 오차 경로에 대해 off-line modeling을 수행하였으며, 실험 결과 실험적으로 결정된 $\hat{s}(n)$ 이 저감하고자 하는 주파수 대역에 대해 수렴조건을 만족함을 확인하였다. 산출된 $\hat{s}(n)$ 중 일부를 <그림 5.10>에서 확인할 수 있다.



<그림 5.10> Off-line modeling을 통해 계산된 $\hat{s}(n)$

음향학적 피드백 효과에 대해서는, 참조 마이크로폰과 제어 스피커 간의 거리가 충분히 멀어 그 효과를 무시할 수 있으나 정밀한 연구를 위해 알고리즘 내에서 음향학적 피드백 효과를 제거할 수 있는 변형된 형태의 능동소음제어 알고리즘을 사용하여 연구를 진행하였다. 또한, 시스템의 효율성을 높이기 위해 Leaky method와 Normalized method를 적용하였다. Leaky method의 경우 출력값의 발산을 방지하면서 시스템의 효율성을 유지하기 위한 leaky factor를 설정하였으며, Normalized method의 경우 입력 신호의 상태, 파워, 필터 차수 등을 모두 고려해서 알고리즘 내 변수를 설정하였다. 마지막으로, 3차원 공간 내 만족할만한 성능을 보장하는 동시에 최소한의 시스템 복잡성(complexity)을 유지하기 위해 노력하였다. 시스템의 복잡성에 관한 구체적 서술은 5.1.5절에서 확인할 수 있으며, 소프트웨어 내 적용된 알고리즘 내부 상수 등에 대한 정보는 <표 5.2>에서 확인할 수 있다.

<표 5.2> 소프트웨어 내 사용된 알고리즘 및 이론적 고려 사항

	이론	상수 및 적용 방법
알고리즘	Multi-Channel FXLMS algorithm	-
	Leaky method	ν : 0.99996
	Normalized coefficient method	α_n : 0.01, M_l : 24
기타	Error path	Off-line modeling
	Acoustic feedback	Off-line modeling

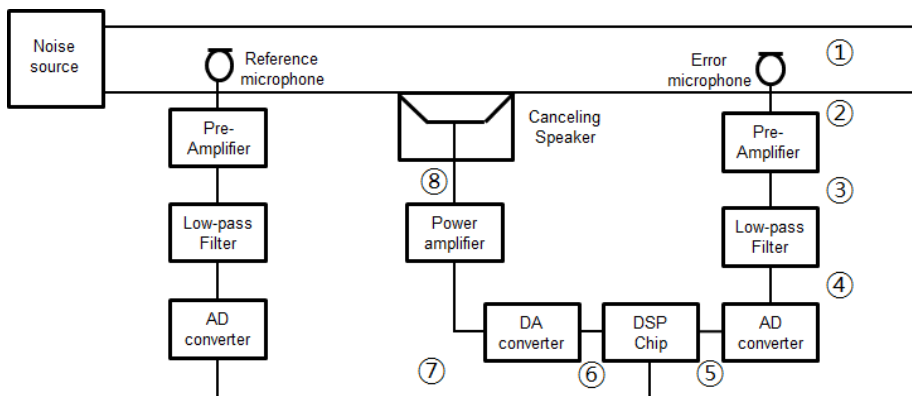
5.1.4 실험 환경

1) 실험 장치 구성

본 연구에서는 능동소음제어 적용을 위해 실험 장치를 정밀하게 구성하는 작업을 수행하였다. 실험 장치는 제어하고자 하는 공간의 형태, 음장의 성질 등을 고려해 구성해야하며, 이를 위해 본 연구에서는 먼저 실험 장치들의 종류 및 기능에 대한 분석을 진행한 후 실험 장치 구성을 진행하였다.

가) 실험 장치의 종류 및 기능

능동소음제어 시스템 내에는 많은 종류의 실험 장치가 사용된다. <그림 5.11>은 1차원 능동소음제어 시스템을 개략적으로 나타낸 것으로 그림을 통해 AD converter, DSP chip, DA converter 등 다양한 종류의 장치가 사용됨을 알 수 있다. 본 장에서는 각각의 실험 장치에 대한 기능 및 각 장치에서의 data 변환·처리 과정을 살펴보도록 하겠다.



<그림 5.11> 1차 피드포워드 능동소음제어 개념도

① 마이크로폰(Microphone)

마이크로폰은 소음원으로부터 전달되는 음압을 멤브레인(membrane)을 통해 전기적 신호로 바꿔주는 역할을 한다. 즉, ‘ Pa ’로 표현되는 음압을 ‘ mV ’의 전기적 신호로 변환해주는 역할을 한다.

② 프리·앰프(Pre-Amplifier)

프리앰플리파이어(이하 프리앰프)는 마이크로폰으로부터 전달되는 전기적 신호를 이후 시스템에서 변환하거나 처리하기 쉽도록 ‘ mV ’의 전기적 신호를 ‘ V ’단위의 전기적 신호로 증폭시켜주는 역할을 하며, 증폭되는 수준은 AD converter 내에서 사용되는 전압 범위와 능동소음제어 수행 전후의 음압 크기 등을 신중히 고려해서 사용해야 한다.

③ 로우패스 필터(Low-pass Filter)

로우패스 필터는 제어하고자 하는 음장의 주파수 영역을 제한하고 aliasing을 막는 역할을 한다. 여기서 aliasing이란 아날로그 신호를 디지털 신호로 변환할 때 표본화 주파수(sampling frequency)가 신호의 최대 주파수의 2배보다 작거나 필터링이 부적절하여 인접한 주파수 스펙트럼들이 서로 겹쳐지는 왜곡 현상을 말하며, 이를 막기 위해 아날로그 신호의 주파수 영역을 제한하는 로우패스 필터를 이용한다.

④ 아날로그·디지털 변환기(ADC)

ADC는 로우패스 필터를 통과한 아날로그 신호를 디지털 신호로 변환한다. 제어하고자 하는 음장의 최대 주파수의 2배 이상의 표본화 주파수를 가지고 변환을 수행해야 하므로 제어 목표 음장의 주

파수 영역에 대한 이해가 선행되어야 한다.

⑤ 디지털신호처리 칩(Digital Signal Processor Chip)

DSP 칩은 ADC를 통과한 디지털 신호를 변환 및 처리하여 DAC로 전달하는 역할을 한다. 칩 내부에는 소프트웨어 프로그램을 넣을 수 있는 저장 공간과 프로그램을 수행할 수 있는 연산 장치 등이 있는데, 다른 기능에 대해서는 제한사항이 없으나 연산 능력에 대해서는 참조 마이크로폰을 통과한 아날로그 신호가 제어 스피커에 도달하기 전까지 모든 연산을 끝내고 반드시 제어 스피커를 통해 처리된 신호를 출력할 수 있어야 하는 제한 조건이 있다.

⑥ 디지털·아날로그 변환기(DAC)

디지털·아날로그 변환기(이하 DAC)는 DSP 칩에서 처리된 신호를 다시 아날로그 신호로 변환하는 과정을 수행한다.

⑦ 파워 앰프(Power Amplifier)

파워 앰플리파이어(이하 파워 앰프)는 DAC로부터 전달된 전기적 신호를 스피커를 구동할 수 있는 정도로 출력을 증폭시켜주는 역할을 한다. 증폭되는 수준은 speaker 내에서 사용되는 전압 범위와 능동소음제어의 원활한 수행을 위한 출력 등을 신중히 고려해서 사용해야 한다.

⑧ 스피커(Speaker)

스피커는 파워 앰프로부터 전달되는 전압을 음압으로 바꿔주는 역할을 한다. 즉, ' V '로 표현되는 음압을 ' P_a '의 전기적 신호로 변환해주는 역할을 한다.

나) 시스템 구성 과정

(1) Customized ANC 보드 설계

능동소음제어 시스템을 위한 하드웨어를 적절하게 구성하기 위해서는 가)에서 살펴본 요소들에 대해서 어떤 기기를 이용하고 각 기기를 어떻게 연결할 것이며 배치를 어떻게 할 것인가 등에 대한 정확한 이해가 필요하다.

1차원 능동소음제어의 경우 <그림 5.11>에서 볼 수 있듯이 2개의 마이크로폰, 2개의 프리앰프, 2개의 로우패스 필터, 1개의 ADC, 1개의 DSP칩, 1개의 DAC, 1개의 파워 앰프, 1개의 스피커가 필요함을 알 수 있다. 단순히 생각하면 위의 하드웨어들에 대해 시중에서 팔고 있는 적절한 제품을 구입한 후 서로 연결을 해서 시스템을 구성하면 될 것이라고 생각할 수 있다. 실제로 1차원 능동소음제어의 경우에는 2채널 ADC와 1채널 DAC가 함께 부착되어 있는 상용 DSP 보드 통해 덕트(duct) 내부의 음장을 제어할 수 있음을 확인한 선행 연구 사례가 있다[69]. 하지만 3차원 음장의 제어를 위한 능동소음제어 시스템을 구현할 때, 시중에서 구입할 수 있는 DSP보드를 이용하는 경우에는 한계가 반드시 존재한다.

시중에서 구입한 DSP 보드를 이용한 경우 몇 가지 큰 단점이 존재한다. 첫째, 시중에서 구입한 범용 DSP보드의 경우 문자 그대로 범용으로 사용되는 것이기 때문에 사용자가 필요한 기능 외에 사용하지 않는 기능이 많이 부착되어 있다. 단순히 생각하면 ‘기능이 많으면 많을수록 사용하기 좋은 것이 아닌가?’ 라고 생각할 수 있으나, 능동소음제어라는 분명한 적용 분야가 정해져 있는 경우에는 원하는 기능 외에 추가로 파악해야 할 부분이 많아 쓰지 않는 기능에 대해 많은 시간을 투자해야 할 가능성이 크다. 결론적으로 과한 기능성으로 인해 효율적인 연구 수행이 어려울 가능성이 높다.

둘째, 범용 DSP 보드의 경우에는 능동소음제어에 필요한 기능이

모두 내장되어 있는 경우가 거의 없다. DSP 프로세서 및 보드의 역사는 매우 오래되었는데, 오랜 시간 발전하면서 기능이 많이 발전하여 좋은 점도 있으나, 오히려 연구를 위해 필요한데 현재 많이 사용되지 않는다는 이유로 특정 기능이 포함되지 않는 경우가 많으므로, 정확하게 필요한 기능이 모두 내장되어 있는 보드를 찾기 어려운 경우가 많다.

셋째, 3차원 음장을 제어하기 위해서는 일반적으로 많은 수의 입출력 채널이 필요한데, 범용 DSP보드를 사용하는 경우에는 보드에서 지원하는 채널의 수가 많지 않으므로 결과적으로 많은 수의 보드가 필요하게 된다. 이렇게 많은 수의 보드가 필요하게 되는 경우, 공간적 제약으로 인해 보드들 간의 연결에 어려움을 겪게 되는 경우가 많다. 따라서 범용 DSP보드가 아닌 직접 설계된 DSP보드를 사용해 연구를 진행하는 것이 효율적 연구 수행에 도움이 될 가능성이 크다.

결론적으로 3차원 능동소음제어의 적용을 통한 실험적 연구를 수행하기 위해서는 DSP보드의 핵심이 되는 DSP프로세서와 ADC, DAC 모듈이 적절하게 기능할 수 있도록 보드를 디자인하는 과정이 필요한 것으로 판단된다. 따라서 본 연구에서는 실질적 능동소음제어 적용에 필요한 요구사항을 만족할 수 있는 ‘Customized ANC Board’를 설계 및 제작하는 과정을 수행하였다.



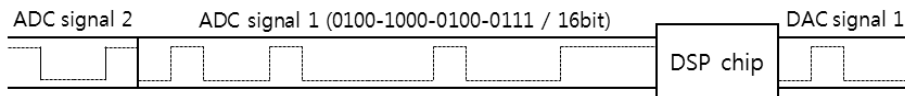
〈그림 5.12〉 설계된 ANC board
(좌: ADDA board, 우: DSP board)

설계된 Customized ANC board를 〈그림 5.12〉에서 확인할 수 있다. 보드는 2개의 기판에 나뉘어 설계되어 있으며, 각각 DSP processor 기능이 포함된 ‘DSP board’, ADC & DAC 기능이 포함된 “ADDA board” 로 구성되어 있다.

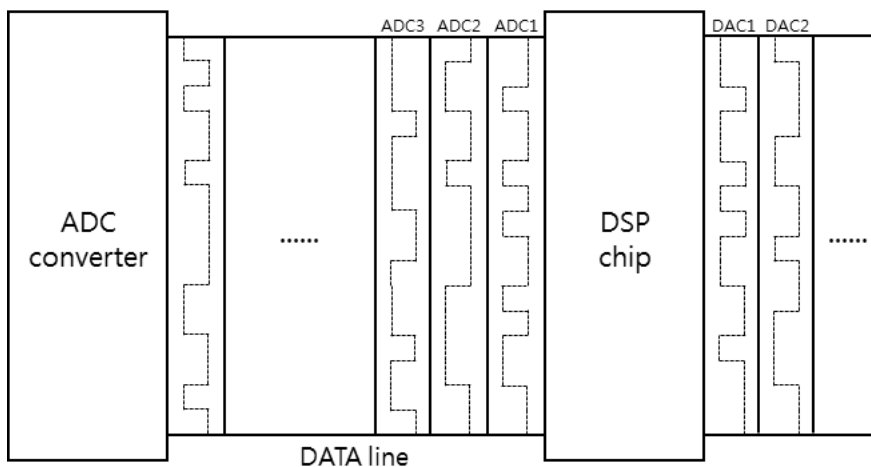
먼저, DSP 보드의 경우 ADDA보드를 통해 입력된 정보를 받아들이 DSP processor를 통해 알고리즘 연산을 수행하고 다시 ADDA 보드를 통해 데이터를 내보내는 역할을 한다. 알고리즘의 연산속도에 따라 능동소음제어를 통해 제어 가능한 주파수 영역의 넓이가 결정되므로 고속연산이 가능한 TMSf28xx 시리즈 중 TMSf28346 (300Mz)를 DSP processor로 사용하였다.

반면, ADDA보드의 경우 DSP보드와 주변기기들 간의 데이터를 전달하는 역할을 수행하는데, 3차원 능동소음제어 수행을 위해서는 병렬적 데이터 전달방식을 사용하는 DAC모듈을 사용해야 한다. DAC 모듈의 경우 채널수와는 별도로 직렬적 데이터 전달 방식을 사용하는 경우와 병렬적 데이터 전달 방식을 사용하는 경우가 있는데, 직렬적 데이터 전달 방식을 사용하는 경우 출력되는 데이터들 간에 시간차가 발생하기 때문에 능동소음제어 기법 적용에 어려움이 있을 가능성이 높기 때문이다. 또한 최소한의 보드를 통한 효율적 능동소음제어 수행을 위해 가능한 많은 입출력 채널을 지원하는 ADC

& DAC 모듈을 선택해야한다. 이러한 설계 조건들을 고려해 ADC 모듈은 AD7606, DAC 모듈은 DAC8728을 사용하였다.



<그림 5.13> 직렬 통신 (Serial communication) 예시

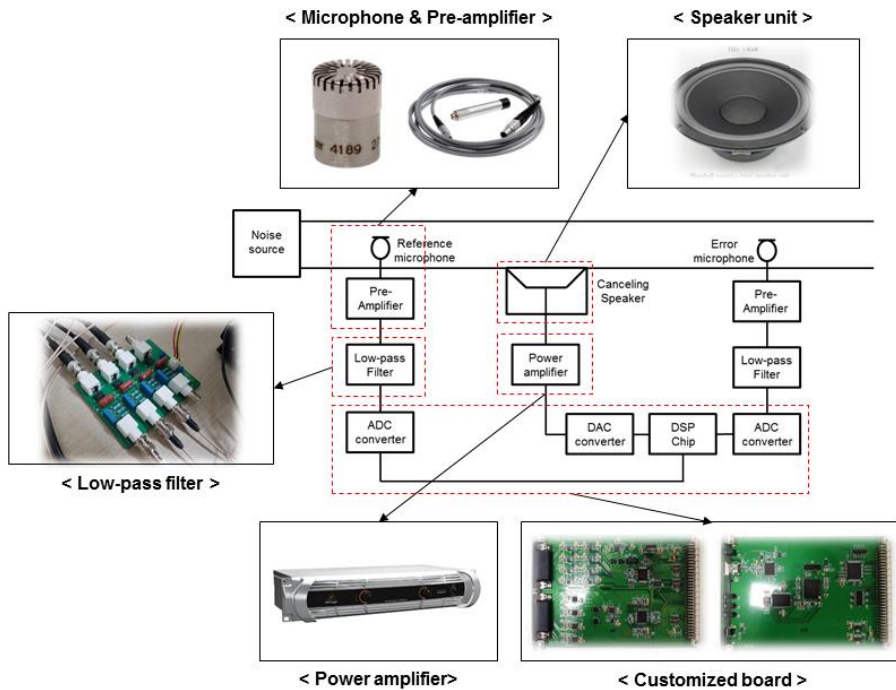


<그림 5.14> 병렬 통신 (Parallel communication) 예시

위에서 제시된 DSP processor, ADC & DAC 모듈 외에도 다양한 LATCH, programable 논리회로, LC4064V 등이 사용되었으나, 이에 대한 자세한 설명은 본 연구에서 다루고자 하는 범위에 속하지 않는 것으로 생각되어 다루지 않도록 하겠다.

(2) 하드웨어 시스템 구성

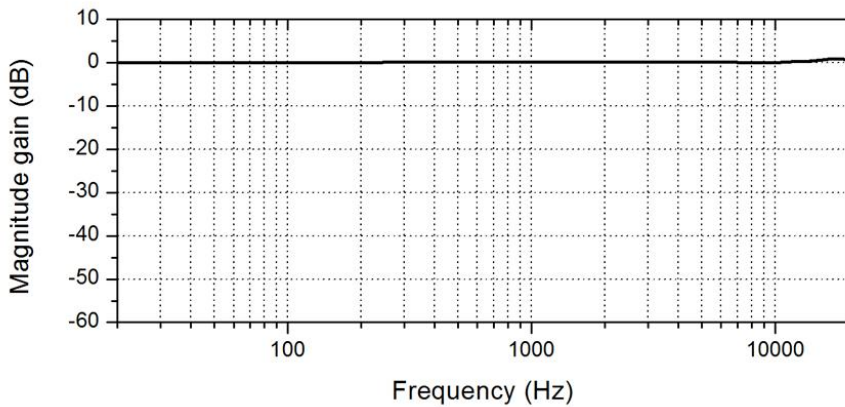
제작된 보드와 앞의 가)절에서 소개된 실험 장치들의 특성을 고려해 다음과 같은 하드웨어 시스템을 구성하였다.



<그림 5.15> 하드웨어 장치 구성도

① 마이크로폰과 프리앰프

마이크로폰은 B&K 4190, 프리앰프로 B&K 2669를 사용하였다. 마이크로폰의 Frequency characteristic은 <그림 5.16>와 같다.

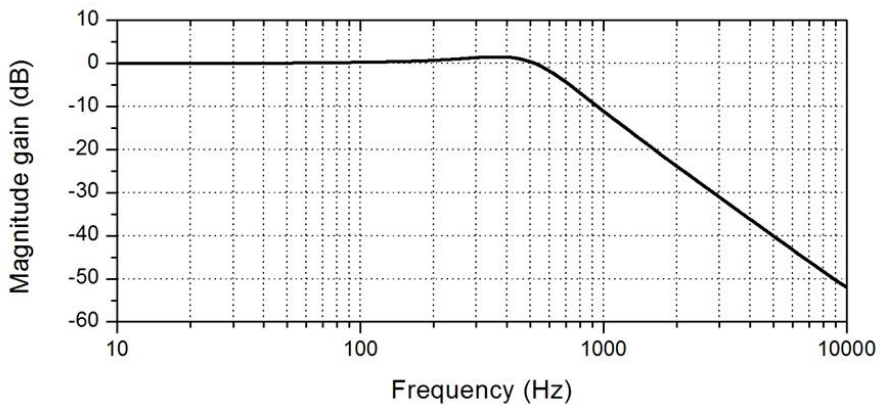


<그림 5.16> 마이크로폰의 주파수 특성 (Frequency characteristic)

② 로우패스 필터 (LPF)

본 연구의 저감 목표 주파수 대역 이상의 데이터 정보를 제거하고 aliasing을 방지하기 위해 LPF를 설계 및 사용하였다. 마이크로폰 및 프리앰프와는 BNC cable로 연결되어 있다.

LPF의 frequency characteristic 은 <그림 5.17>과 같다.



<그림 5.17> LPF의 주파수 특성 (Frequency characteristic)

③ Customized ANC board

설계된 board에 적절한 전압을 공급하고, board들 간의 원활한 데이터 전달을 위해 board를 backbone에 mount시켰다. 또한 board 와 low-pass filter은 BNC 케이블로 연결되어 있다.

④ 파워 앰프

파워 앰프로 Beringer 사의 NU4-6000을 사용하였다. customized anc board와는 BNC-XLR 케이블로 연결되어 있다.

⑤ 우퍼 시스템

마샬 음향의 10S-1450F를 speaker unit로 사용했으며, 별도로 구입한 enclosure에 mount하여 사용하였다. 파워 앰프와는 SPEAKON cable을 통해 연결되어 있다.

5.1.5 실험 절차

1) ANC 시스템의 (complexity 와) 마이크론 & 스피커 위치 설정

본 연구에서는 3차원 공간 내 능동소음제어 적용을 목표로 진행되었으므로 기본적으로 MIMO시스템에 대한 실험적 연구를 가정하여 연구를 진행하였다. 또한, 실제 중형항공기 객실 내 능동소음제어기법을 적용하는 경우에 대한 이전 연구 결과를 참고해 시스템의 complexity를 설정하였다.

이전 연구 결과를 확인한 결과, 개인이 앉게 되는 1개의 좌석을 기준으로 최소 2개 이상의 제어 스피커에 의해 영향을 받고 있음을 확인하였다[5,23]. 반면, 참조신호로는 프로펠러의 rpm정보를 포함하고 있는 tacho signal을 직접적으로 사용하는 경우가 많았는데 본 연구에서는 이와 다르게 microphone을 참조 신호로 사용하므로, 에러 신호와의 coherence를 유지함으로써 ANC시스템의 최소 성능을 보장하기 위해 소음원 수와 동일하게 참조 신호의 개수를 유지해야 함을 확인하였다[5,23,68]. 마지막으로 에러 신호의 경우, 명확하게 좌석마다 배치되는 에러 신호의 수가 제시되지 않았다.

따라서 본 연구에서는 참조 신호의 수와 제어 스피커의 수를 각각 2개로 고정하고 에러 신호의 수를 변경함으로써, 시스템의 complexity를 변화시켰을 때의 각 시스템 효율성을 살펴보도록 한다.

(가) 실험 공간 내 Modal analysis

스피커 및 마이크 위치선정에 앞서 실험 공간에 대해 모드 분석 (Modal analysis)을 진행하였다. 실험 공간이 정확한 직육면체로 구성되어 있지 않아 정확한 모드 분석을 진행하기에는 어려움이 있으나, 실험 공간을 크게 $3m \times 4m \times 3m$ 의 형태로 근사할 수 있으므로 해

당 공간에 대해 모드 분석을 진행하였다.

실험 공간에 대한 모드 분석 결과 300Hz 미만의 주파수 영역에 대해 대략 150개의 모드가 존재함을 확인하였다. 그러나 이 중 실험을 진행하는데 직접적 영향을 끼칠 수 있는 모드는 톤 소음에 해당하는 BPF성분과 유사한 주파수 특성을 지닌 모드들이므로 이들 모드에 대한 분석 결과를 토대로 마이크 및 스피커의 위치를 선정하였다.

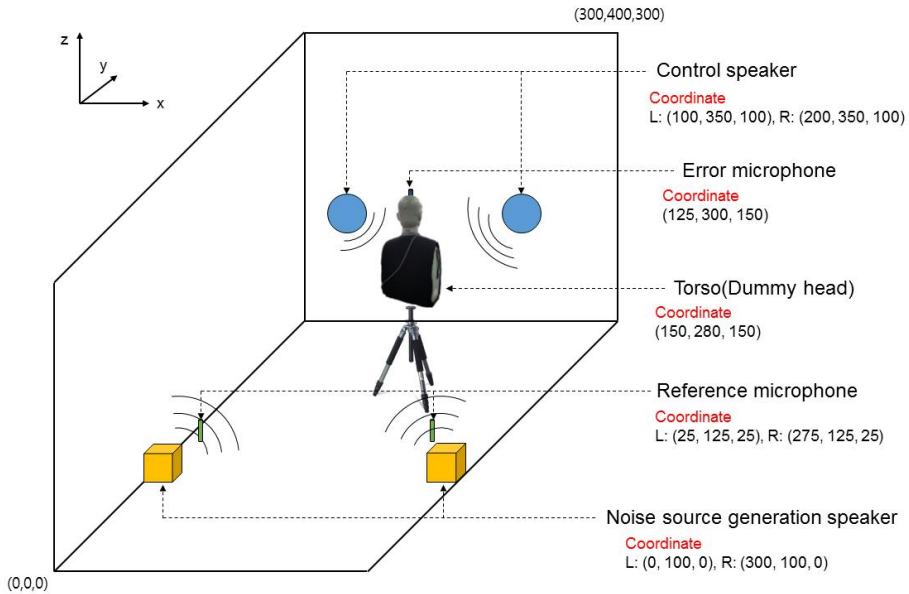
<표 5.3> 실험 공간 내 모드 분석 결과

BPF 성분	모드 특성
1 st BPF (85Hz)	Axial
2 nd BPF (170Hz)	Axial, Tangential
3 rd BPF (255Hz)	Axial, Tangential, Oblique

<표 5.3>에서 BPF 성분과 유사한 주파수 특성을 지닌 모드를 확인할 수 있다. 85Hz의 경우 주로 Axial mode에 의해 영향을 받으며 170Hz의 경우는 Axial mode와 Tangential mode, 마지막으로 255Hz의 경우는 세 모드 모두에 의해 영향을 받음을 확인할 수 있다. Axial mode의 경우 공간 내 ‘면’ 과 ‘면’ 사이에 발생하는 모드로 비교적 ANC 적용에 방해가 되는 ‘node’ 지점에 대한 정보를 찾아 마이크와 스피커를 배치하기 쉬우나 Tangential mode와 Oblique mode의 경우 공간 내 ‘선’ 이나 ‘점’ 사이에 발생하는 모드로 ‘node’ 지점에 대한 정보를 바탕으로 마이크나 스피커를 배치하기 어렵다. 또한 실험 공간이 실제로 직육면체로 구성되어 있지 않음으로 인해 발생하는 차이도 고려되어야 한다.

따라서 본 연구에서는 모드 분석 결과를 참고하되 <그림 4.2>에서 설명한 feedback system을 활용해 1st~3rd BPF 성분에 대해 node가 형성되지 않는 지점을 마이크 및 스피커 위치로 선정하였다.

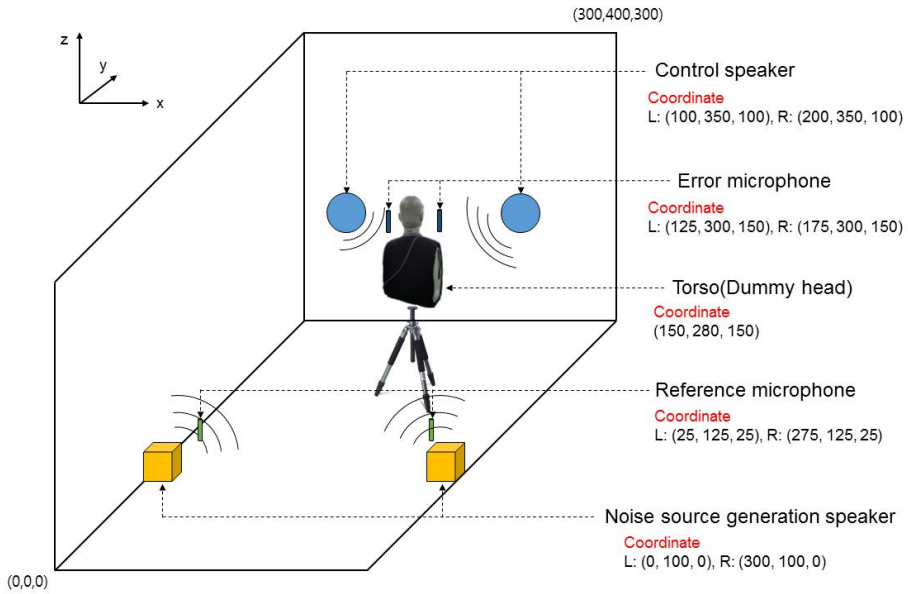
(나) Case 1: One error-signal



<그림 5.18> 실험 공간 구성도 (Case 1: One error-signal)

1개의 에러 마이크로폰을 사용할 경우에 대해 ANC 시스템의 구성에 필요한 마이크로폰과 스피커 위치를 <그림 5.18>에서 확인할 수 있다. 참조 마이크로폰의 경우 음향장을 재생하는 스피커로부터 40cm 거리에 위치하도록 설정하였다. 또한 제어 스피커의 경우 가능한 음향학적 피드백 효과를 피하기 위해 참조 마이크로폰이 위치한 방향을 피해 설치하면서, 실제적으로 중형항공기 내 스피커가 설치되어 있는 거리를 고려해 위치를 설정하였다. 마지막으로 에러 마이크로폰의 경우 승객의 머리 전면부 중앙에 위치할 수 있도록 설정하였다.

(다) Case 2: Two error-signal



<그림 5.19> 실험 공간 구성도 (Case 2: Two error-signal)

2개의 에러 마이크를 사용할 경우에 대해 ANC 시스템의 구성에 필요한 마이크와 스피커 위치를 <그림 5.19>에서 확인할 수 있다. 참조 마이크와 제어 스피커의 위치는 에러 신호의 수가 1개인 경우와 동일하나, 에러 마이크의 경우 승객의 양쪽 귀 위치에 최대한 근접하게 위치할 수 있도록 설계하였다.

5.2 실험 결과 분석

<그림 5.20>를 통해 Case 1, Case 2 각 경우에 대한 능동소음제어 적용 전·후의 소음도 크기를 확인할 수 있다. 전체 소음도에 대해 지배적 영향성을 지니는 BPF성분이 포함된 주파수 대역을 중심으로 살펴볼 때, Case 2의 경우가 Case 1의 경우에 비해 소음 저감 효율이 높은 것을 확인할 수 있다. Case 2를 중심으로 살펴보면, 1st BPF가 포함된 주파수 대역에 대해 능동소음제어를 적용함으로써 12dB의 소음 저감 효과를 얻었음을 확인할 수 있으며, 저주파 대역에 대한 FFT(Fast Fourier Transform) 분석 결과를 통해 이를 좀 더 명확하게 확인할 수 있다 (<그림 5.21> 참고). 또한, 전체 크기에 대해서는 대략 8dB의 소음 저감 효과를 얻을 수 있음을 확인할 수 있는데, 이는 제어 전 대비 소음도의 크기가 약 1/6의 수준으로 감소한 것으로 판단할 수 있다.

반면, 두 케이스에 대해 모두 2rd, 3rd BPF가 포함된 주파수 대역에 대해서는 상대적으로 소음제어 효과가 적음을 확인할 수 있는데, 이는 능동소음제어 시스템의 소음 저감 효율성과 1st BPF의 지배적 영향성을 통해서 설명될 수 있다.

능동소음제어기법을 적용하는 경우 시스템을 구성하는 하드웨어와 소프트웨어의 성능 그리고 시스템의 complexity에 의해 최대 소음 저감 효율이 결정되며, 최대 저감 효율 이상의 소음 저감 효과를 얻기 어렵다. 또한, 목표 주파수 대역 내의 가장 큰 소음 성분을 중심으로 소음 제어가 진행되므로, 소음 저감 효과는 저감하고자 하는 소음의 주파수 특성에 의존적이라고 말할 수 있다. 이러한 사실들을 본 연구에서 적용하면, 시스템의 최대 저감 효율이 결정되어 있는 상황 하에, 주파수 성분 중 1st BPF의 비중이 매우 높기 때문에 1st BPF위주로 소음 저감이 진행된 것으로 판단되며, 상대적으로 다른

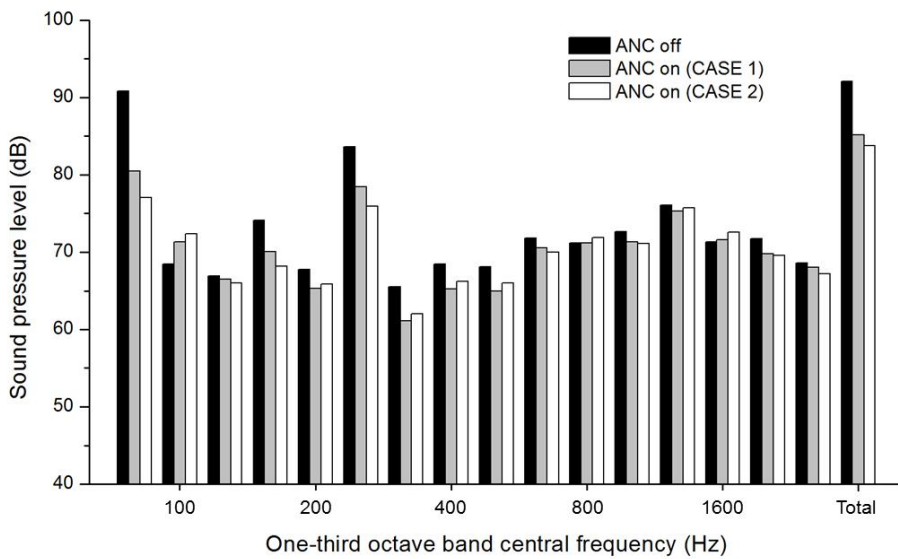
주파수 성분에 대한 저감 효과가 낮은 것으로 생각된다.

소음도와는 별개로, 자리에 탑승한 승객의 움직임에 대한 소음 제어 효과를 분석하기 위해 Case 1 & 2 각각에 대해 quiet zone의 크기 분석이 진행되었다. Quiet zone은 일반적으로 능동소음제어를 적용하기 이전의 음장에 대해 10dB 이상의 소음 저감이 이루어진 지역을 의미하는데[[70~71], 본 연구에서도 (가장 주요한 성분인) 1st BPF에 대해 10dB 이상 소음 저감이 이루어진 지역으로 정의하고 분석을 진행하였다. 측정 결과 Case 1에 대해서는 에러 마이크로폰 주위 (반경) 약 40cm의 quiet zone이 형성되었음을 확인하였으며 Case 2에 대해서는 마이크로폰 주위 약 35cm의 quiet zone이 (2개) 형성되었음을 확인하였다. 일반적으로 참조 신호와 에러 신호간의 거리가 가깝지 않은 경우에 대해 quiet zone의 크기가 $\lambda/10$ 정도로 설정된다는 것을 고려해 볼 때, 이전의 연구 결과들과 비슷한 수준으로 quiet zone이 설정되었음을 확인할 수 있다[71]. 또한, Case 1에 비해 Case 2에서 quiet zone의 크기가 작은 것을 확인할 수 있는데, 이는 참조 신호, 컨트롤 스피커, 에러 신호의 상대적 위치에 의해 변화하는 quiet zone의 성질에 의한 것으로 에러 신호의 수가 1개에서 2개로 증가함에 따른 영향이 반영된 것으로 판단된다. 결론적으로, 항공기에 탑승한 승객의 움직임을 고려해보면, Case 1의 경우에도 어느 정도 승객의 움직임을 감안한 저감 효과를 얻을 수 있으나, Case 2의 경우에 보다 (승객의 움직임에 의존적이지 않은) 안정적인 소음 제어 효과를 얻을 수 있음을 확인할 수 있다.

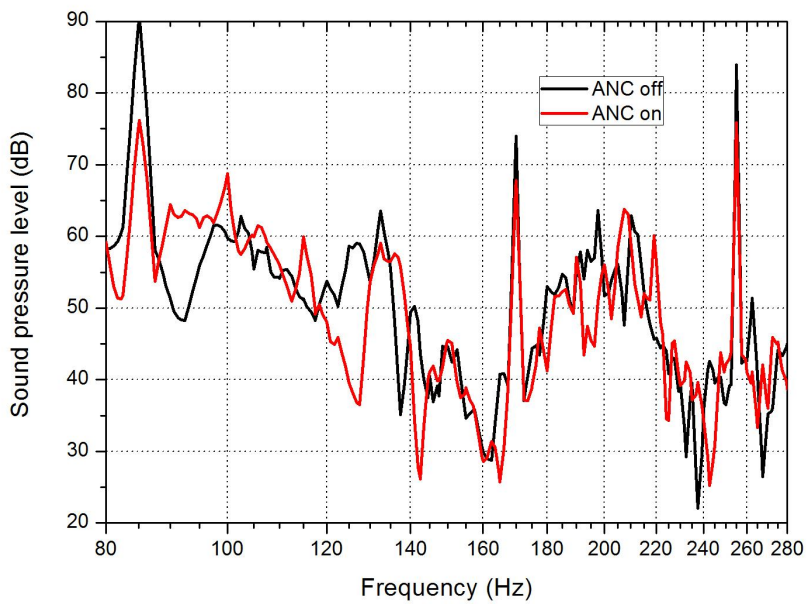
결과적으로, 앞의 두 경우에 대한 분석을 통해 능동소음제어를 적용하는 경우에 대한 소음 저감 효과와, 에러 신호 수의 변화 (시스템의 complexity 변화)로 인한 소음 저감 효과 변화, 그리고 quiet zone의 크기 변화를 확인할 수 있다. 그러나 이러한 분석 결과는 4장의 실험 결과와 연계하여 능동소음제어 적용 전·후의 심리음향

학적 요소들의 변화를 고려했을 때 보다 폭 넓게 이해될 수 있다. 4.2.3절에서 논의된 바와 본 장에서 진행된 실험 결과에 따르면 능동소음제어기법을 적용하는 경우 Loudness와 Sharpness 모두의 인지 한계 이상 저주파 대역의 크기 변화가 야기됨을 확인할 수 있다. 즉, Loudness 변화와 Sharpness의 변화 모두 인지 가능하다는 것으로, ANC 적용 전·후의 Loudness와 Sharpness 변화에 대한 연구 및 정량적 분석의 필요성을 말해주고 있다.

따라서 6장에서는 ANC 적용 전·후의 Loudness와 Sharpness변화에 대한 분석은 물론, 심리음향학적 인자와 연계된 불쾌감 변화에 대한 실험적 연구를 통해 능동소음제어를 적용함으로써 얻을 수 있는 불쾌감 저감 효과를 확인하도록 한다. 또한 연구 진행을 위해 두 경우의 능동소음제어 적용 실험 중, 좀 더 효율성이 좋았던 Case 2를 선택해 자극음 생성에 사용한다.



<그림 5.20> 능동소음제어 적용 전 · 후의 소음도
(1/3 octave band spectrum)



<그림 5.21> 능동소음제어 적용 전 · 후의 소음도 (FFT, Case 2)

6. 청감실험을 통한 불쾌감 저감 효과 분석

본 장에서는 실질적으로 능동소음제어기법을 적용함으로써 얻을 수 있는 불쾌감 저감 효과를 청감 실험을 통해 분석한다. 자극음 제작을 위해 5장에서 진행된 MIMO 시스템에 의한 제어 전·후 소음 데이터를 분석하며, 피험자들의 개인적 특성을 최대한 반영하기 위해 PNE(Pink noise equivalent level)을 사용해 실험을 진행한다. 실험 결과를 통해 불쾌감의 저감 효과를 정량적으로 확인하며, 불쾌감과 심리음향학적 인자들 간의 연관성을 분석한다.

6.1 청감 실험

6.1.1 자극음 구성

본 장에서는 5장에서 HATS를 통해 측정된 MIMO system 적용 전·후의 음원을 기본 자극음으로 사용한다. 또한 기본 자극음에 대한 음질 분석결과를 기반으로 기본 자극음의 심리음향학적 인자(Loudness & Sharpness)를 변화시켜 심리음향학적 인자의 변화에 따른 피험자들의 불쾌감 인지 변화를 관찰할 수 있도록 자극음을 구성한다.

1) 기본 자극음 음질 분석

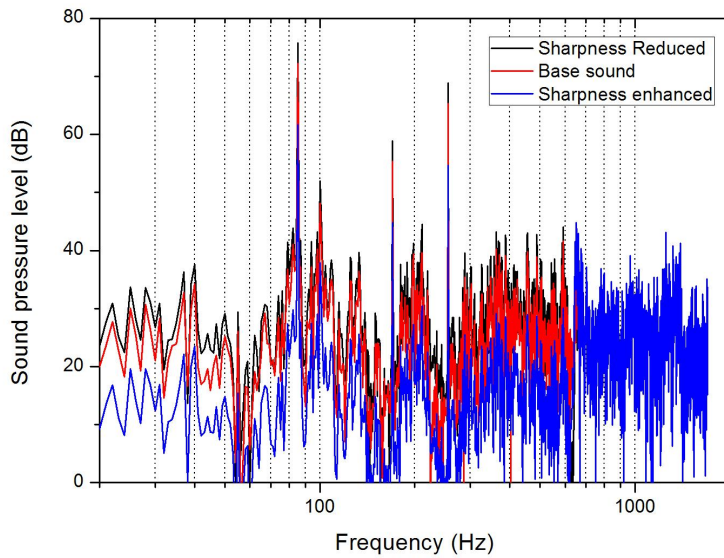
4.1.3절에 소개된 Loudness와 sharpness의 계산 방법을 통해 능동 소음제어 전·후 음원의 음질 분석 결과는 다음과 같다.

<표 6.1> 능동소음제어 전·후의 음질 분석 결과

	Loudness	Sharpness
ANC 적용 전	67.70	1.29
ANC 적용 후	53.51	1.46

2) 심리음향학적 인자를 변화시킨 자극음 생성

본 실험의 목적은 심리음향학적 인자의 변화에 대한 피험자들의 불쾌감 인지 변화를 관찰함으로써 심리음향학적 인자와 불쾌감 간의 상관 관계를 확인하는 것이다. 따라서 4.1.1절에 소개된 주파수 밴드별 주파수 성분 크기 변화 방법을 사용해 심리음향학적 인자를 변화시킨 다양한 자극음을 생성하였다. 단, 여러 주파수 밴드의 크기 조절을 통해 심리음향학적 인자를 변화시킬 수 있으나 본 연구는 능동소음제어를 통해 제어 가능한 주파수 대역에 대한 크기 성분 변화를 기반으로 진행되었으므로, 1번 주파수 밴드 (0~630Hz) 구간의 크기 조절을 통해 다양한 심리음향학적 지표를 지닌 자극음을 생성하였다. 또한 심리음향학적 인자의 변화 폭은 Loudness와 Sharpness 각각에 대해 ANC 적용 전후의 변화량을 기준으로 하였다.



〈그림 6.1〉 Sharpness 변화 전 · 후의 주파수 성분 변화

〈표 6.2〉 생성된 자극음의 Loudness & Sharpness 정보

	Loudness	Sharpness
Sound 1	39.32	1.11
Sound 2	39.32	1.29
Sound 3	39.32	1.46
Sound 4	39.32	1.64
Sound 5	53.51	1.11
Sound 6	53.51	1.29
Sound 7 (ANC 적용 후)	53.51	1.46
Sound 8	53.51	1.64
Sound 9	67.70	1.11
Sound 10 (ANC 적용 전)	67.70	1.29
Sound 11	67.70	1.46
Sound 12	67.70	1.64

6.1.2 실험 환경

4.1.2절의 조건과 동일하다.

6.1.3 실험 절차

본 실험은 크기 추정법 중 하나인 ‘자유 강도 추정법 (Free-number magnitude estimation method)’을 통해 진행되었다. 자유 강도 추정법은 심리음향학적 지표의 인지적 크기를 실험적으로 결정하고자 할 때 사용되는 가장 정확한 방법 중 하나로 알려져 있다[72]. 자유 강도 추정법을 통해 평가를 진행하는 경우 피험자는 특정 범위 내에서 실험음에 대한 인지적 평가를 진행하는 것이 아니며 전적으로 피험자의 주관적 판단에 의해 평가를 진행하게 된다. 이러한 특성으로 인해 (시간적·공간적) 변화가 실험 결과에 영향을 줄 가능성이 적은 장점이 있으나, 실험 데이터가 특정 범위 내에 있지 않기 때문에 여러 피험자들 간의 실험 결과를 통계적으로 해석하기 힘든 단점이 있다. 따라서 본 연구에서는 자유 강도 추정법을 사용함으로써 발생할 수 있는 단점을 보완하기 위해 PNE(Pink noise equivalent level)를 사용하였다.

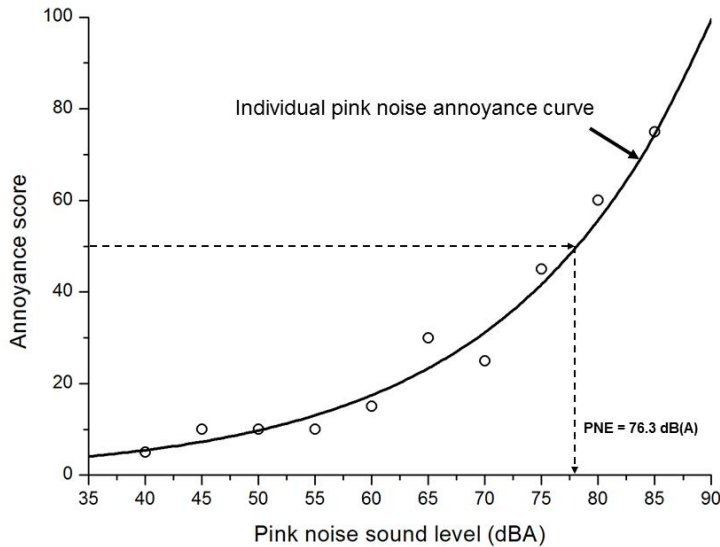
일반적으로 청감실험을 통한 실험적 연구를 진행하는 경우 실험 내 존재하는 여러 요소들 (예를 들어, 평가 척도, 자극음의 재생 순서 등)에 의해 실험 결과가 영향을 받는 경우가 많다[73]. 이러한 영향을 최소화하기 위해 제안된 것이 ‘master scale’ 이다[74]. master scale을 적용한다는 것은 pink noise나 white noise와 같이 잘 알려진 소음을 기준으로 설정해 자극음들과 함께 평가하고, 자극음들에 대한 평가 결과를 기준음에 대한 평가 결과를 통해 보정하는 일종의 ‘표준화(standardization)’ 과정을 수행하는 것을 의미한다. 또한, 보정은 일반적으로 피험자 개개인의 pink noise에 대한 실

험 결과를 바탕으로 지수형 회귀 모델을 만든 뒤 회귀 모델의 역함수 값을 통해 PNE를 산출하는 방식을 취하게 된다.

결론적으로 본 연구에서는 자유 강도 추정법을 통해 피험자들의 불쾌감을 평가하였으며, 평가된 불쾌감의 PNE값을 통해 통계적 분석을 진행하였다. 또한 이전 자극음에 대한 평가 결과가 다음 자극음에 대한 평가에 주는 영향을 최소화하기 위해 모든 자극음은 임의의 순서로 재생되었다.

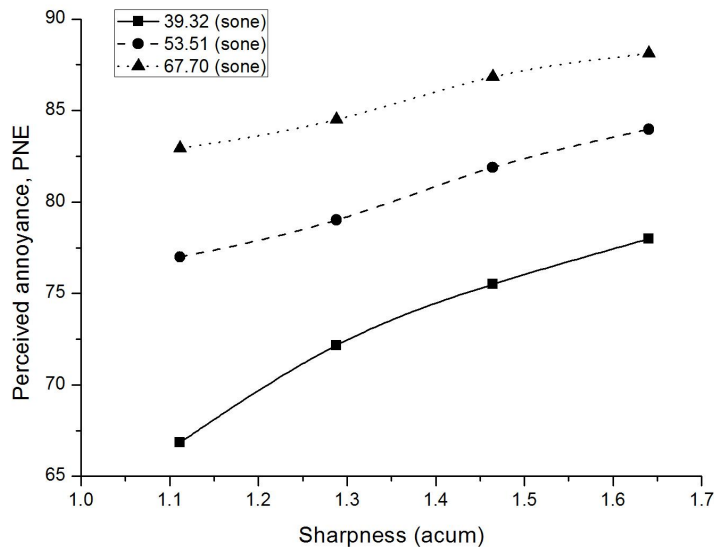
6.2 실험 결과 분석

6.2.1 PNE를 통한 Loudness 및 Sharpness 영향 분석



<그림 6.2> Pink noise에 대한 불쾌감 변화 예시 (지수형 회귀 모델)

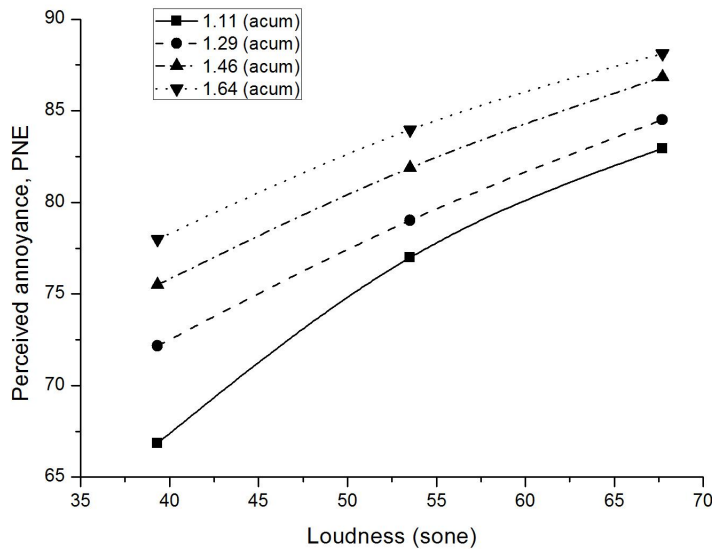
<그림 6.2>는 40~85dB(A)의 pink noise에 대한 불쾌감 평가 결과를 바탕으로 도출된 지수형 회귀 모델을 나타내고 있다. 이 경우 피험자가 인지하는 불쾌감의 크기는 회귀 모델의 역함수를 통해 PNE로 정량화할 수 있다. PNE로 정량화된 실험 결과의 산술 평균값을 통해 피험자들이 자극음에 대해 느끼는 불쾌감을 정량화 했으며 그 결과는 <그림 6.3~6.4>에서 확인할 수 있다.



<그림 6.3> Sharpness 변화에 따른 불쾌감 변화 (Loudness 일정)

<그림 6.3>를 통해 Loudness가 일정한 경우 Sharpness 변화에 따른 불쾌감 변화를 확인할 수 있다. 세 종류의 Loudness에 대해 모두 Sharpness가 증가함에 따라 불쾌감의 크기가 증가함을 확인할 수 있는데, 특징적인 것은 Loudness의 크기가 53.51와 67.70인 경우에는 불쾌감 크기 변화의 경향성이 유사하나 39.32인 경우에 대해서는 sharpness의 크기가 작은 지역에 대해 경향성이 다소 다르게 나타난 것으로 보인다. 정량적으로 앞의 두 경우는 불쾌감의 최대값과 최소값의 차이가 5PNEdB 내외이나, 39.32인 경우에는 10PNEdB 이상의 차이를 확인할 수 있다. 이러한 차이가 나타난 이유는 Loudness & Sharpness와 불쾌감 간의 상관관계에 대한 고찰에 의해 설명될 수 있다. Loudness와 Sharpness는 모두 불쾌감에 영향을 주는 요인이나 각각의 상대적인 크기에 따라 차별적으로 불쾌감에 영향을 주는 것으로 생각된다. 예를 들어, Loudness가 Sharpness에 비해 상대적으

로 불쾌감에 큰 영향을 주고 있는 경우 Sharpness에 의한 변화는 불쾌감에 큰 영향을 주지 못하며, Loudness의 크기가 상대적으로 불쾌감에 영향을 주지 못하는 경우 Sharpness에 의한 변화는 불쾌감에 큰 영향을 줄 수 있게 되는 것이다. 이를 본 연구에 접목시켜 생각했을 때, Loudness의 크기가 비교적 큰 두 실험 결과(53.51 & 67.70 sone)에 대해서는 불쾌감이 Loudness에 의해 영향을 많이 받고 있으므로 sharpness 변화에 의한 불쾌감 변화가 비교적 작은 것으로 생각된다. 반대로 Loudness의 크기가 비교적 작은 실험 결과에 대해서는(39.32 sone) 불쾌감이 Loudness에 의해 영향을 많이 받고 있지 않아 sharpness 변화에 의한 불쾌감 변화가 비교적 큰 것으로 생각된다.



<그림 6.4> Loudness 변화에 따른 불쾌감 변화 (Sharpness 일정)

<그림 6.4>를 통해 Sharpness가 일정한 경우 Loudness 변화에 따른 불쾌감 변화를 확인할 수 있다. 네 종류의 sharpness에 대해 모두

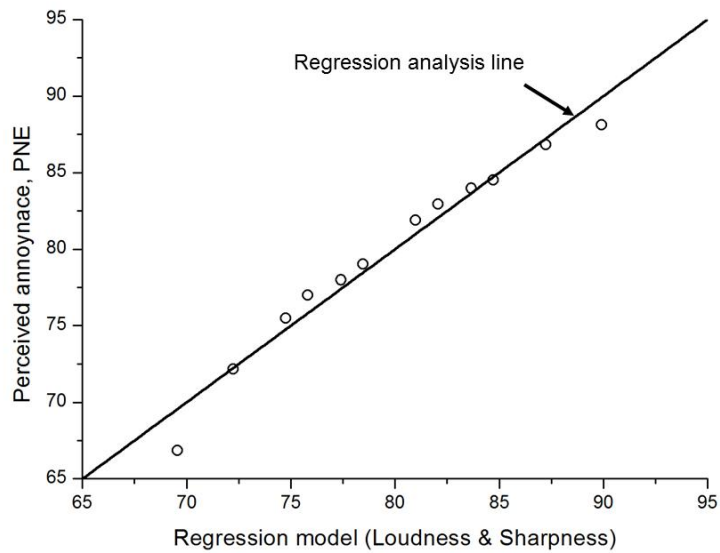
loudness가 증가함에 따라 불쾌감의 크기가 증가함을 확인할 수 있다. 또한 Loudness의 경우와 마찬가지로 sharpness의 크기가 큰 경우에 비해 sharpness의 크기가 작은 경우에 불쾌감의 증가량이 더 큰 것을 확인할 수 있는데, 이는 Loudness의 경우와 마찬가지로 Loudness와 sharpness의 상대적인 크기에 따른 불쾌감에 대한 차별적 영향으로 인한 것으로 생각된다. 즉, sharpness의 크기가 가장 작은 경우(1.11 acum)가 나머지 경우보다 sharpness 크기가 상대적으로 작아서 Loudness 변화에 대한 불쾌감의 변화량이 더 크게 나타난 것으로 생각된다.

Loudness와 Sharpness에 의한 불쾌감 변화는 통계적 분석 방법 중 회귀분석을 통해 보다 정량적으로 확인될 수 있다(<그림 6.5>, <표 6.3>). 분석 결과 심리음향학적 인자와 불쾌감 간의 관계는 <식 6.1>로 표현될 수 있다.

$$Annoyance_{nor} = C + 0.852 Loudness_{nor} + 0.489 Sharpness_{nor}$$

<식 6.1>

관계식과 R^2 값을 통해 심리음향학적 인자들과 불쾌감 간의 선형적 관계를 확인할 수 있으며, 불쾌감은 Sharpness 보다 Loudness에 의해 주도적 영향을 받는 것으로 나타났다. 또한 두 인자의 경우 모두 인자의 크기 증가가 불쾌감을 상승시키는 방향으로 작용함을 확인하였다. 이전 연구 결과들과 비교해볼 경우, 대다수의 경우 불쾌감과 Loudness 간의 높은 상관관계를 확인할 수 있으며[75], 불쾌감에 영향을 주는 인자 중 Loudness와 함께 가장 많이 포함되는 인자로 Sharpness가 사용된다는 점을 고려해 볼 때[76~77], 본 장에서 수행된 실험을 통해 불쾌감과 심리음향학적 인자들 간의 관계를 신뢰성 평가했음을 확인할 수 있다.



〈그림 6.5〉 심리음향학적 인자들과 불쾌감(PNE) 간의 선형 회귀 모델
($R^2 = 0.965$)

〈표 6.3〉 심리음향학적 인자들과 불쾌감 간의 회귀 분석 결과

Component	Unstandardized Coefficients		Standardized Coefficients	t	Sig.
	B	Std. Error	Beta		
Constant	35.82	3.13	-	11.44	0.00
Loudness	0.44	0.03	0.852	13.72	0.00
Sharpness	14.82	1.88	0.489	7.87	0.00

6.2.2 중형항공기 내부 소음에 대한 불쾌감 개선 효과 분석

〈표 6.4〉를 통해 능동소음제어 전·후의 불쾌감 개선 효과를 확인할 수 있는데, 능동소음 제어 전·후의 불쾌감은 약 2.6PNEdB 개선된 것으로 확인되었다. 또한, 능동소음제어를 적용함으로써 변화되는 sharpness에 의한 영향으로 불쾌감 저감 효과가 예상보다 작아졌음을 확인할 수 있다. 다시 말해, sharpness에 의한 변화를 무시했을 때 불쾌감은 약 5.5PNEdB 개선될 것으로 기대되었으나, (주파수 성분 변화로 인한) sharpness 변화로 인해 불쾌감 저감 효과가 약 2.9PNEdB 줄어듦을 확인하였다.

〈표 6.4〉 능동소음제어 전·후의 불쾌감 개선 효과 분석

	Loudness	Sharpness	Perceived annoyance
ANC 적용 전	67.70	1.29	84.5
ANC 적용 후	53.51	1.46	81.9
비교 case	53.51	1.29	79.0

또한, sharpness 변화로 인한 불쾌감 증가 효과로 인해 물리적 지표인 소음도의 저감 효과(8dB 감소)와 비교했을 때의 불쾌감 저감 효과가 기대했던 수준에 미치지 못함을 확인하였다. 결론적으로 ANC 로 인한 효과는 분명히 확인되었으나, 능동소음제어를 적용함으로써 sharpness 크기가 커짐에 따라 불쾌감의 크기가 커질 수 있으며, 이로 인해 불쾌감 개선 효과의 크기가 감소할 수 있음을 확인하였다. 또한 보다 정확한 제어 효과 분석을 위해서는 소음도 수준보다는 불쾌감 평가를 진행하는 것이 보다 효율적일 수 있음을 확인하였다.

6.2.3 능동소음제어 적용 및 향후 연구 방향에 대한 고찰

현재까지의 실험적 연구 결과를 통해 능동소음제어를 적용하는데 있어 고려해야 될 사항과 향후 효율적 연구를 진행하기 위한 연구 방향성에 대한 분석이 진행될 수 있다.

1) 능동소음제어 적용 시 고려되어야 할 사항

능동소음제어기법을 적용하는 경우, 일반적으로 FXLMS 알고리즘 기반의 여러 알고리즘을 사용하게 된다. 따라서 FXLMS 알고리즘을 사용하는 경우를 중심으로, 효율적 소음제어를 위한 알고리즘 구동 방법에 대한 논의를 진행할 수 있다. 또한, 이러한 논의는 물리적 지표보다는 이전의 연구들과 본 연구에서의 심리음향학적 인자와 불쾌감 간의 상관관계를 기반으로하여 보다 효율적으로 진행될 수 있다.

① 심리음향학적 인자들 간의 가중치가 없는 경우 (일반적인 경우)

다수의 환경 소음에 대해 심리음향학적 인자와 불쾌감 간의 관계 분석을 진행하는 경우, <식 6.1>에서 보는 바와 같이 Loudness와 Sharpness가 불쾌감을 증가시키는 방향으로 작용한다[75~76]. 따라서 보다 큰 제어효과를 얻기 위해서는 가능한 Loudness와 Sharpness의 크기를 감소시키는 방향으로 알고리즘을 구동시켜야 한다. 그러나 FXLMS 알고리즘을 기반으로 하는 여러 알고리즘을 사용하는 경우, 대략 500Hz 미만의 주파수 대역에 대해서만 소음 제어가 가능한데, 이 경우 Loudness와 Sharpness가 동시에 감소하는 등의 변화는 실질적으로 발생하기 어렵다. 이는 Loudness와 Sharpness간의 관계에 대한 분석을 통해 확인할 수 있는데, (두 인자는 서로 완전히 독립적

인 인자가 아니므로) 500Hz 미만의 주파수 대역에 대해서 Loudness가 감소하는 경우에는 Sharpness는 필연적으로 증가하게 된다. 따라서 Loudness와 Sharpness 중 어떤 인자를 감소시킬 것인지를 선택해야 하는데, 대부분의 경우 <식 6.1>에서와 같이 Loudness의 변화가 Sharpness보다 불쾌감에 더 큰 영향을 미치는 것을 확인할 수 있다 [76~77]. 그러므로 Sharpness보다는 Loudness를 가능한 많이 감소시키는 방향으로 알고리즘을 구동해야 하며, 알고리즘 내 여러 변수들을 설정해야 한다.

정리하면, ‘일반적인 경우’에 대해서 FXLMS 알고리즘을 활용해 소음제어를 진행할 때, Loudness를 가능한 많이 저감시킬 수 있는 방향으로 알고리즘을 구동시켜야 함을 확인할 수 있다.

② 심리음향학적 인자들 간에 가중치가 있는 경우

1번 경우와 달리 Loudness와 Sharpness 간에 가중치가 있는 경우를 생각해볼 수 있다. 예를 들어, Loudness는 요인 A를 표현하기 위한 요소이며, Sharpness는 요인 B를 표현하기 위한 요소일 때, 연구자의 의도에 따라 요인 A와 요인 B 간에 가중치가 존재할 수 있다. 즉, 요인 A와 요인 B의 중요도가 다를 수 있는데, 이러한 경우에 대해서는 먼저, 요인들 간의 중요도를 고려해 심리음향학적 인자와 불쾌감 간의 상관관계를 새롭게 도출한 후, 소음제어 적용 방식을 결정해야 한다.

새롭게 도출된 불쾌감과 심리음향학적 인자 간의 관계에서 여전히 불쾌감에 대해 Loudness의 영향성이 더 큰 경우에는 1번 경우와 같이 Loudness를 최대한 저감시킬 수 있는 방향으로 알고리즘을 구동해야 한다. 하지만 불쾌감에 대해 Sharpness의 영향성이 더 큰 경우에는 4장의 실험 결과를 바탕으로 사람들이 Sharpness 변화를 인지하지 못하는 수준까지만 능동소음제어를 적용해야 한다.

결론적으로 심리음향학적 인자들 간의 가중치가 있는 경우에는 어떤 심리음향학적 인자가 불쾌감에 좀 더 큰 영향을 끼칠 수 있는지를 파악하는 것이 중요하며, 이를 고려해 능동소음제어 기법을 적용해야 함을 확인할 수 있다.

③ 능동소음제어 외적인 방법을 사용하는 경우

1번과 2번 경우와 더불어 FXLMS 알고리즘을 사용하지만, 능동소음제어 외의 방법을 통해 불쾌감 저감 효과를 증가시키는 방법도 고려해볼 수 있다. 이러한 방법 중 하나는 수동제어방식으로, 공간을 구성하는 벽면의 재질 변화, 보강재 사용 등의 방법을 통해 고주파 소음성분의 크기를 효율적으로 저감할 수 있는 방법이다[36]. 즉, 능동소음제어방법과 수동소음제어방법을 병렬적으로 적용하는 것인데, 이러한 기법을 효과적으로 사용할 경우, 불쾌감 저감 효과를 크게 증가시킬 수 있을 것으로 판단된다. 이외에도 벽면의 투과 효과를 능동적으로 변화시키는 등의 방법 등 여러 능동소음제어 외적인 방법을 병렬적으로 사용함으로써 보다 효율적인 소음 및 불쾌감 제어를 진행할 수 있을 것으로 생각된다[78~80].

2) 향후 연구 방향 분석

향후 능동소음제어와 관련하여 진행될 연구의 방향성 대한 논의는 FXLMS 알고리즘을 기본 알고리즘으로 사용하지 않을 경우에 대한 고찰을 바탕으로 진행될 수 있다. 앞서 1)에서 살펴본 바와 같이 소음에 대한 불쾌감을 크게 감소시키기 위해서는 Sharpness의 크기 증가량을 감소시키는 방향으로 연구가 진행되어야 한다. 즉, 소음 내 고주파 성분을 제어할 수 있는 방향으로 연구가 진행되어야 하는데, 이러한 연구는 기존의 FXLMS 알고리즘 기반의 여러 알고리즘을 통해서 진행되기 어렵다. 따라서 새로운 접근 방법, 이론 등을 통해 보다 근본적으로 고주파 성분의 크기를 제어할 수 있는 방법에 대한 연구가 진행되어야 할 것으로 생각된다.

이러한 생각을 기반으로 FXLMS 알고리즘에 대해 부분적으로 개선을 시도해 Sharpness 증가에 대한 개선 효과를 얻을 수 있는 가능성을 제시한 몇몇 연구 사례가 확인된 바 있다. 이들 중, 본 실험에서 사용된 실험적 방법론을 사용할 수 있는 방법으로 ASQC(Active Sound Quality Control) or ASE(Adaptive Noise Equalizer)가 있다 [58,81]. ASQC는 저감하고자하는 목적함수를 기존의 음압 신호에서 심리음향학적 인자로 변화시켜 알고리즘을 구동하는 것을 말하며, ASE는 ANC 와 유사한 방법으로 구동되나 참조 신호 또는 에러 신호에 저감하고자 하는 주파수 대역의 정보를 필터 형태로 삼입함으로써 출력 신호의 형태를 shaping 하는 것을 말한다. 하지만 두 방법 모두 한계점이 존재하므로 추가적인 연구가 필요한 상황이며, 이에 대한 자세한 사항들은 본 연구의 범위를 넘어서므로 구체적으로 언급하지 않도록 한다.

7. 결론

7.1 연구 요약

본 연구는 중형항공기 객실 내부 음장의 음질 향상을 목적으로 진행되었다. 연구는 크게 공력 및 소음 예측 기법을 통해 항공기 동체 내부 음장 분석을 진행한 첫 번째 파트와 내부 음장의 음질 향상을 위한 능동소음제어기법의 적용 가능성을 확인한 두 번째 파트로 구성되었다.

7.1.1 공력 및 소음 해석

본 연구에서는 2장을 통해 터보프롭 항공기 내부 음장을 예측하기 위한 공력 및 소음 해석 기법의 신뢰성을 확인하였다. 공력 해석을 위해서는 자유 후류 와류 격자 기법을 사용하였으며, 소음 해석을 위해서는 음향상사법을 활용하였다. 또한, NASA에서 설계된 SR-3 터보프롭 용 프로펠러에 대해 해석 기법을 적용한 결과 실험적으로 확인된 공력 및 소음 성능과 해석 기법으로 예측된 성능 간에 큰 차이가 없음을 확인하였다. 따라서 해석 기법에 대한 검증이 성공적으로 진행되었으며, 실질적 성능 예측이 필요한 터보프롭용 프로펠러에 대한 해석에 위의 해석기법이 사용될 수 있을 것으로 판단하였다.

3장에서는 공력 및 소음 해석 기법을 활용해 항공기 동체 내부 소음을 예측하였다. 내부 소음 예측을 위한 공력 해석 기법으로는 2장에서 검증한 해석기법을 사용하였으며, 소음 해석 기법으로는 2장에서 검증된 해석기법과 함께 이전 연구에서 사용된 소음 해석 모델을 사용하였다. 내부 소음 측정 결과와 예측 결과를 비교한 결과 1st, 2nd, 3rd BPF성분과 전체 소음도 크기 모두 3dB 미만의 크기 차이를 보이고 있음을 확인하였으며, 이를 통해 항공기 동체 내부 소

음에 대한 공력 소음의 주도적 영향성을 신뢰성 있게 확인할 수 있었다.

7.1.2 능동소음제어 적용 및 효과 분석

4장에서는 심리음향학적 인자의 인지 한계를 주파수 밴드별로 측정함으로써 가능성 있는 소음 저감 방법들이 실질적 효과를 보이기 위한 최소 변화량을 확인하였다. Loudness와 Sharpness에 대해 각각 분석을 진행하였으며, 평균적으로 Loudness의 경우 3.32 ~ 15.40 sone (5~22%), sharpness의 경우 0.02 ~ 0.1acum (2~8%)의 크기 변동에 대해 피험자들이 각 인자의 크기 변화를 인지할 수 있는 것으로 확인되었다. 특히, 능동소음제어로 저감 가능한 저주파 대역(~6bark, <630Hz)에 대해 Loudness의 경우 1.79 ~ 2.58dB, Sharpness의 경우 3.03 ~ 3.41dB 이상의 크기 변동에 대해 각 인자에 대한 변화를 인지할 수 있는 것으로 확인되었는데, sharpness의 경우 다른 주파수 대역과 유사한 정도의 (주파수 성분) 크기 변화로 인해 인지적 변화가 야기되는 것으로 확인된 반면 loudness의 경우 평균보다 훨씬 작은 크기의 (주파수 성분) 크기 변화로 인해 인지적 변화가 야기되는 것을 확인할 수 있었다. 이는 Loudness에 대한 저주파 대역에 대한 인지적 민감도가 고주파 대역에 대한 인지적 민감도보다 크기 때문으로 확인되었다.

5장에서는 4장의 실험 결과를 기반으로 능동소음제어기법의 적용 효과를 실험적으로 확인하였다. 실험적 연구를 위해 예러 신호의 수에 따른 두 가지 능동소음제어 시스템을 구성했으며, 항공기 객실 내부의 음장에 대한 실질적 저감 효과를 확인하였다. 두 경우 모두 공력 소음으로 인한 BPF성분을 중심으로 소음 저감 효과가 관찰되었는데, 소음 저감 효율이 더 높았던 2개의 예러 신호를 사용한 시스템의 경우 1st BPF 가 포함된 주파수 영역의 소음도가 약 12dB 저

감되었음을 확인하였으며, 전체 소음도는 약 8dB 저감되었음을 확인하였다. 또한, 4장의 실험 결과와 비교해 볼 때, 630Hz 미만의 주파수 대역에 대해 Loudness와 Sharpness 양쪽 모두에 대한 인지 한계 이상의 소음 변동량이 관찰됨을 확인하였다.

마지막으로 6장에서는 PNE와 통계적 분석 방법을 통해 불쾌감 저감 효과를 정량적으로 분석하였다. 능동소음제어 전·후에 측정된 음원을 바탕으로 생성된 12개의 음원을 통해 청감 실험을 진행하였으며, 피험자들 간의 개인차를 결과에 정량적으로 반영하기 위해 PNE를 사용했다. 실험 결과 능동소음제어를 적용함으로써 대략 2.6PNEdB의 불쾌감 저감 효과가 있음을 확인하였다. 특징적인 것은 능동소음제어를 적용하는 경우 Loudness가 감소함으로 인해 불쾌감이 감소하나 Sharpness가 증가함으로 인해 불쾌감 저감 효과가 떨어진다는 점이다. 분석 결과에 따르면, 능동소음제어로 인한 Loudness 감소에 의해 불쾌감은 5.5PNEdB 만큼 저감되나, Sharpness 증가에 의해 2.9PNEdB 만큼 불쾌감이 증가하는 것으로 확인되었다. 또한 실험적 결과를 통해 능동소음제어 적용 방법 및 향후 연구 방향성에 대한 분석을 진행하였다.

7.2 연구 의의 및 한계점

7.2.1 연구 의의

전 세계적으로 프롭형 중형항공기에 대한 수요가 점진적으로 늘어나고 있으나, 상대적으로 항공기 내부 소음의 음질 향상에 대한 연구는 제한적으로만 진행되고 있다. 본 연구에서는 해석 기법을 통한 객실 내부 소음의 예측은 물론 실험적 연구 기법들을 사용해 객실 내부 소음 저감 효과를 정량적으로 분석하였다. 기존의 연구들은 주로 해석적인 측면 또는 실험적인 측면에만 국한되어 있어 전체적인 시각에서 음질 향상을 위한 연구가 진행되지 못했다. 하지만 본 연구에서는 양 측면을 모두 고려했으며, 이로 인해 항공기 내부 소음에 대한 이해의 폭을 넓힐 수 있을 것으로 기대된다. 또한, 본 연구에서는 소음 저감 방법으로써 능동소음제어기법을 선택하고 실험적 연구를 위해 능동제어시스템을 직접 개발하였다. 능동소음제어기법은 저주파 대역 소음 저감에 효과적이므로 저주파 대역 소음 성분(BPF 성분)의 영향이 지배적인 항공기 동체 내부 소음과 관련하여 능동소음제어시스템을 활용한 후속 연구에 큰 도움이 될 수 있을 것으로 생각된다. 마지막으로, 기존의 연구들이 주로 물리적 지표들을 사용해 소음 저감 효과를 분석하는데 그친 것에 반해, 본 연구에서는 심리음향학적 지표와 청감 실험을 통해 소음 저감 효과를 분석하였으며 이를 통해 불쾌감 개선 효과를 정량적으로 확인하였다. 특정 소음에 대한 불쾌감은 단순히 물리적 지표들을 통해서 표현되는 것보다 심리음향학적 지표를 통해 보다 정확하게 표현될 수 있다는 다양한 연구 결과들을 고려해 볼 때, 본 연구의 실험 결과를 토대로 다양한 후속 연구가 가능할 것으로 생각된다.

7.2.2 연구의 한계점 및 후속 연구를 위한 제언

본 연구의 한계점은 크게 두 부분으로 나눌 수 있다. 먼저 동체 내부 음장 해석 방법에 대한 한계점이 존재한다. 본 연구에서는 동체 내부의 음장을 예측하기 위해 음향상사법을 기본으로 동체 투과 효과, 동체 내부 반사 효과를 고려하고 동체 표면 패널화 방법을 사용했다. 이를 통해 톤 소음에 대한 신뢰성 있는 예측 결과를 얻을 수 있었으나, 광대역 소음 예측 등의 후속 연구를 고려했을 때 몇 가지 보완점을 고려해 볼 수 있다.

먼저, 해석 과정에서 사용된 TL값에 대해 다음과 같은 보완사항을 적용할 수 있다. 동체는 한 가지 재질로 이루어진 것이 아니라 문이나 창 같은 부분에서는 다른 재질로 이루어져 있으므로, 각각의 재질에 따른 차음 효과가 모두 다르기 때문에 이들 특성을 고려할 경우, 보다 정확한 예측 결과를 얻을 수 있다. 만약 불연속적으로 차음효과가 낮은 표면이 존재할 경우, 외부의 소음을 내부로 전달하는 제 2의 소음원 역할을 할 수 있기 때문에 객실 내부의 음향장에 대해 (톤 소음뿐만 아니라 광대역 소음에 대해서도), 보다 정확한 해석을 진행하기 위해서 고려해야 할 요소 중 하나가 될 수 있다. 예를 들어 창문의 투과 특성과 동체 벽면의 투과 특성이 다를 것이 자명하고 동체에 비해 창문의 경우가 소음이 더 잘 전파될 것으로 예상되므로 창문이 제 2의 소음원 역할을 할 수 있을 것으로 예상된다.

또한, 일반적으로 동체 내부음장은 구조음향 해석 방법인 BEM, FEM 등의 별도의 해석 기법을 사용해 예측되어야 하나 본 연구에서 목표로 하는 바를 수행하기에는 적절하지 않은 것으로 판단되어 사용되지 않았다. 하지만 구조 및 진동 소음 등 다양한 소음원으로 인한 동체 내부 소음을 고려해야하는 경우, 즉 여러 수음점에서의 주파수 성분에 대한 분석이 필요한 경우에 대한 연구를 진행하고자 한다면 BEM, FEM 등의 해석 기법을 통해 동체 내부 음장을 해석함

으로써 보다 정확한 결과를 얻을 수 있을 것으로 판단된다.

다음으로 능동소음제어기법의 적용과 관련해 알고리즘과 제어 성능의 한계가 존재한다. 본 연구에서는 능동소음제어기법의 적용을 위해 능동소음제거 시스템을 개발했으며 이를 통해 저주파 대역의 소음에 대한 소음저감 효과를 확인하였다. 하지만 특정 주파수 이상의 주파수 대역에 대해서는 소음 저감 효과를 얻기 어려우며, 저주파 대역 소음의 크기가 줄어들었으므로, 얻을 수 있을 것으로 예상되던 것보다 작은 크기의 실질적 불쾌감 저감 효과를 얻을 수 있음을 확인하였다. 이러한 한계점은 알고리즘의 구조를 개선하고 하드웨어의 성능을 개선하는 방법, 또는 능동소음제어 외적인 방법을 병렬적으로 적용함으로써 극복될 수 있는데, ‘하드웨어 성능 개선’의 경우 연구자의 입장에서 직접적인 성과를 얻기 어려우므로 다른 두 방향에 주안점을 두고 연구를 진행해야 될 것으로 판단된다. 구체적으로 알고리즘 구조를 (획기적으로) 개선하는 등의 방법이 고려될 수 있을 것으로 생각되는데, 알고리즘 개선 등의 방법을 통해 저주파 이상의 주파수 대역에 대한 제어 효과를 얻을 수 있는 경우, 전체적인 소음도 저감 효과는 물론 ASQC와 ASE 등의 실질적 적용을 통해 항공기 객실 내부의 음질 향상은 물론 다양한 음장에 대한 음장 제어 효과를 기대할 수 있을 것으로 생각된다. 또한, 알고리즘을 그대로 적용하되, 능동소음제어 외적인 방법을 병렬적으로 적용하는 연구를 통해서도 보다 효율적인 음질 개선이 가능할 것으로 예상된다.

참고문헌

- [1] 장태진 (2009). 세계 중형항공기 시장 동향과 전망.
항공우주산업기술동향, 7(1), 11-19.
- [2] 장태진 (2013). 세계 민간항공기 시장 성과와 전망.
항공우주산업기술동향, 11(1), 21-30.
- [3] ATR (2016). Turboprop Market Forecast 2016-2015.
- [4] Russell, J. (1996). *Performance and Stability of Aircraft* (2nd ed.). Butterworth-Heinemann.
- [5] Emborg, U., Samuelson, J., & Holmgren, J. (1998) Active and passive noise control in practice on the Saab 2000 high speed turboprop (No. 98-2231). 4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference.
- [6] Alujević, N. (2008). Smart Double Panel with Decentralised Active Damping Units for the Control of Sound Transmission (Doctoral dissertation, University of Southampton).
- [7] Park, I., Kim, S., & Jung, J. (2012). 중형항공기 동체 소음 해석 기법 연구. 한국항공운항학회지, 20(3), 44-50.
- [8] Ozcan, H. K., & Nemlioglu, S. (2006). In-cabin noise levels during commercial aircraft flights, *Canadian Acoustics*, 34(4), 31-35.
- [9] Ingle, S. T., Pachpande, B. G., Wagh, N. D., & Attarde, S. B. (2005) Noise exposure and hearing loss among the traffic policemen working at busy streets of Jalgaon urban centre. *Transportation Research Part D*, 10(1), 69-75.
- [10] Snel, H. (1998). Review of the Present Status of Rotor

- Aerodynamics, *Wind Energy*, 1, 46-69.
- [11] Leishman, G. J. (2006). *Principles of helicopter aerodynamics with CD extra*. Cambridge university press.
 - [12] Lee, S., Kim, H., & Lee, S. (2010). Analysis of aerodynamic characteristics on a counter-rotating wind turbine, *Current Applied Physics*, 10, 339-342.
 - [13] Jeon, M., Lee, S., & Lee, S. (2014). Unsteady aerodynamics of offshore floating wind turbines in platform pitching motion using vortex lattice method, *Renewable Energy*, 65, 207-212
 - [14] Brentner, K. S. (1986). Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise (No. 87721). NASA Technical Memorandum.
 - [15] Farassat, F. (1975). Theory of Noise Generation from Moving Bodies with an Application to Helicopter Rotors (NO. R-451). NASA Technical Report.
 - [16] Lee, S., Lee, S., & Lee, S. (2013). Numerical modeling of wind turbine aerodynamic noise in the time domain, *The Journal of Acoustical Society of America*, 133, EL94-EL100.
 - [17] Kopuz, S., & Lalor, N. (1995). Analysis of Interior Acoustic Fields Using the Finite Element Method and the Boundary Element Method, *Applied Acoustics*, 45, 193-210.
 - [18] Georgiev, V. B., & Krylov, V. V. (2008). Finite Element Study of the Effect of Structural Modifications on Structure-borne Vehicle Interior Noise, *Journal of Vibration and Control*, 15(4), 483-496.
 - [19] Nishikawa, K., Misaji, K., Yamazaki, T., & Kamata, M. (2003). SEA Model Building of Automotive Vehicle Body in White Using Experiment and FEM (No. 2003-01-1411). SAE Technical

- Paper.
- [20] Shorter, P., Zhang, Q., & Parrett, A. (2007). Using the Hybrid FE-SEA Method to Predict and Diagnose Component Transmission Loss (No. 2007-01-2172). SAE Technical Paper.
 - [21] Pope, L. D., & Wilby, E. G. (1982). Analytical Prediction of the Interior Noise for Cylindrical Models of Aircraft Fuselages for Prescribed Exterior Noise Fields-Phase II: Models for Sidewall trim, stiffened structures, and cabin acoustics with floor partition (No. 165869). NASA Contractor Report.
 - [22] Pope, L. D., Wilby, E. G., & Wilby, J. F. (1984). Propeller Aircraft Interior Noise Model (No. 3813). NASA Contractor Report.
 - [23] Johansson, S., & Claesson, I. (2001). Active Noise Control in Propeller Aircraft. *Conference for the Promotion of Research in IT at New Universities and at University Colleges in Sweden*.
 - [24] Burgess, J. C. (1981). Active adaptive sound control in a duct: A computer simulation, *The Journal of Acoustical Society of America*, 70, 715-726.
 - [25] 남현도 (1995). 일차원 음장에서의 능동소음제어, *한국소음공학회지*, 5(4), 461-467.
 - [26] 우재학 (1992). Filtered-X LMS 알고리즘을 응용한 덕트 내 전파 소음의 능동적 제어 (Master dissertation, 한국과학기술원).
 - [27] Aslam, M. S., & Raja, M. A. Z. (2014). A new adaptive strategy to improve online secondary path modeling in active noise control systems using fractional signal processing approach, *Signal Processing*, 107, 433-443.

- [28] Spiriti, E., Morici, S., & Piroddi, L. (2014). A gradient-free adaptation method for nonlinear active noise control, *Journal of Sound and Vibration*, 333, 13-30.
- [29] Behera, S. B., Das, D. P., & Rout, N. K. (2014). Nonlinear feedback active noise control for broadband chaotic noise, *Applied Soft Computing*, 15, 80-87.
- [30] Lim, C., Kim, J., Hong, J., Lee, S., & Lee, S. (2007). The relationship between civil aircraft noise and community annoyance in Korea, *Journal of Sound and Vibration*, 299, 575-586.
- [31] Kim, J., Lim, C., Hong, J., & Lee, S. (2010). Noise-induced annoyance from transportation noise: Short-term responses to a single noise source in a laboratory, *The Journal of Acoustical Society of America*, 127(2), 804-814.
- [32] Lim, C., Kim, J., Hong, J., & Lee, S. (2008). Effect of background noise levels on community annoyance from aircraft noise, *The Journal of Acoustical Society of America*, 123(2), 766-771.
- [33] Hong, J., Kim, J., Kim, K., Jo, Y., & Lee, S. (2009). Annoyance caused by single and combined noise exposure from aircraft and road traffic, *Journal of Temporal Design in Architecture and the Environment*, 9(1), 137-140.
- [34] Västfjäll, D., Kleiner, M., & Gärling, T. (2003). Affective Reactions to Interior Aircraft Sounds, *Acta Acustica united with Acustica*, 89, 693-701.
- [35] Mixson, J. S., & Wilby, J. F. (1991). *Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice. Volume 2: Noise Control* (16.

- Interior Noise*). New York.
- [36] Kuo, S. M., & Morgan, D. R. (1996). *Active Noise Control Systems-Algorithms and DSP Implementations*. A Wiley-Interscience Publication.
 - [37] Katz, J., & Plotkin, A. (2001). *Low-speed aerodynamics* (Vol. 13). Cambridge University Press.
 - [38] Quackenbush, T. R., Wachspress, D. A., & Boschitsch, A. H. (1995). Rotor aerodynamic loads computation using a constant vorticity contour free wake model. *Journal of aircraft*, 32(5), 911-920.
 - [39] Quackenbush, T. R., Bliss, D. B., Wachspress, D. A., Boschitsch, A. H., & Chua, K. (1990). Computation of rotor aerodynamic loads in forward flight using a full-span free wake analysis (No. 177611). NASA Contractor Report.
 - [40] Bliss, D. B., Teske, M. E., & Quackenbush, T. R. (1987). A new methodology for free wake analysis using curved vortex elements (No. 3958). NASA Contractor Report.
 - [41] 이승민 (2013). 동축 반전 로터의 공력 성능 및 소음 특성에 관한 수치 해석적 연구 (Doctoral dissertation, 서울대학교 대학원).
 - [42] Harger, R. D., & Vrabel, D. (1988). Advanced Turboprop Project (No. 495). NASA Special Publication.
 - [43] Rohrbach, C., Metzger, F. B., Black, D. M., & Ladden, R. M. (1982). Evaluation of Wind Tunnel Performance Testing of an Advanced 45° Swept Eight-Bladed propeller at Mach Numbers From 0.45 to 0.85 (No. 3505). NASA Contractor Report.
 - [44] Du, Z., & Selig, M. S. (1998). A 3-D stall-delay model for

- horizontal axis wind turbine performance prediction. *American Institute of Aeronautics and Astronautics Paper*. 98-0021.
- [45] Brentner, K. S., & Farassat, F. (2003). Modeling aerodynamically generated sound of helicopter rotors. *Progress in Aerospace Sciences*, 39(2), 83-120.
- [46] Ffowcs Williams, J. E., & Hawkings, D. L. (1969). Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 264(1151), 321-342.
- [47] Lighthill, M. J. (1952). On sound generated aerodynamically. I. General theory. *In Proceedings of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences* (Vol. 211, No. 1107, pp. 564-587). The Royal Society.
- [48] Farassat, F. (2007). Derivation of Formulations 1 and 1A of Farassat (No. 214853). NASA Technical Memorandum.
- [49] Dowling, A. P., & Ffowcs Williams, J. E. (1983). *Sound and sources of sound*. Horwood.
- [50] Dittmar, J. H., & Jeracki, R. J. (1981). Additional Noise Data on the SR-3 Propeller (No. 81736). NASA Technical Memorandum.
- [51] Edwards, B. D., & Cox, C. (2002) Revolutionary Concepts for Helicopter Noise Reduction-S.I.L.E.N.T. Program (No. 2002-211650). NASA Contractor Report.
- [52] Grosveld, F. W., Cabell, R. H., & Boyd, D. D. (2013). Interior Noise Predictions in the preliminary Design of the Large Civil Tiltrotor (LCTR2). *69th Annual American Helicopter Society*

Forum and Technology Display.

- [53] Heitman, K. E., & Mixson, J. S. (1986). Laboratory Study of Cabin Acoustic Treatments Installed in an Aircraft Fuselage, *Journal of Aircraft*, 23, 32-38.
- [54] ASTM (2004). Standard Test Method for laboratory Measurement of Airborne Sound Transmission Loss of Building Partitions and Elements (ASTM E 90-04). ASTM International.
- [55] Janssens, K., Vecchio, A., & Van der Auweraer, H. (2008). Synthesis and sound quality evaluation of exterior and interior aircraft noise. *Aerospace Science and Technology*, 12, 114-124.
- [56] Poletti, M. A., Fazi, F. M., & Nelson, P. A. (2011). Sound reproduction systems using variable-directivity loudspeakers, *The Journal of Acoustical Society of America*, 129(3), 1429-1438.
- [57] Stanef, D. A., Hansen, C. H., & Morgans, R. C. (2004). Active control analysis of mining vehicle cabin noise using finite element modelling, *Journal of Sound and Vibration*, 277, 277-297.
- [58] de Oliveira, L. P. R., Janssens, K., Gajdatsy, P., Van der Auweraer, H., Varoto, P. S., Sas, P., & Desmet, W. (2009). Active sound quality control of engine induced cavity noise, *Mechanical Systems and Signal Processing*, 23, 476-488.
- [59] Fastl, H., & Zwicker, E. (2006). *Psychoacoustics: facts and models* (Vol. 22). Springer Science & Business Media.
- [60] ISO (1998). ISO 389-1: Acoustics-Reference zero for the calibration of audiometric equipment – Part 1: Reference equivalent sound pressure levels for pure tones and

supra-aural earphones. International Organization for Standardization.

- [61] Stevens, S. S. (1961). Procedure for calculating loudness: Mark VI. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 33(11), 1577-1585.
- [62] Moore, B. C., & Glasberg, B. R. (1996). A revision of Zwicker's loudness model. *Acta Acustica united with Acustica*, 82(2), 335-345.
- [63] von Bismarck, G. (1974). Sharpness as an attribute of the timbre of steady sounds. *Acta Acustica united with Acustica*, 30(3), 159-172.
- [64] H. Levitt (1971). Transformed up and down methods in psychoacoustics, *The Journal of the Acoustical Society of America*, 49, 467-477.
- [65] Shin, S. H., Ih, J. G., Hashimoto, T., & Hatano, S. (2009). Sound quality evaluation of the booming sensation for passenger cars, *Applied Acoustics*, 70, 309-320.
- [66] Hellman, R. P. (1984). Growth rate of loudness, annoyance, and noisiness as a function of tone location within the noise spectrum, *The Journal of the Acoustical Society of America*, 75, 209-218.
- [67] Lee, H. H., & Lee, S. K. (2009). Objective evaluation of interior noise booming in a passenger car based on sound metrics and artificial neural networks, *Applied Ergonomics*, 40(5), 860-869.
- [68] Hansen, C., Snyder, S., Qiu, X., Brooks, L., & Moreau, D. (2013). *Active Control of Noise and Vibration*. CRC Press.

- [69] 엄승신 (2013). Narrow Band-Pass Filter를 이용한 팬소음의 Feedback 능동 제어에 대한 실험적 연구 (Master dissertation, 서울대학교 대학원).
- [70] Guo, J., Pan, J., & Bao, C. (1997). Actively created quiet zones by multiple control sources in free space, *The Journal of the Acoustical Society of America*, 101, 1492-1501.
- [71] David, A., & Elliott, S. J. (1994). Numerical Studies of Actively Generated Quiet Zones, *Applied Acoustics*, 41, 63-79
- [72] Bolanowski, S. J., & Gescheider, G. A. (2013). *Ratio Scaling of Psychological Magnitude In Honor of the Memory of S. S. Stevens*. Lawrence Erlbaum Associates, Inc.
- [73] Berglund, B., Berglund, U., & Lindvall, T. (1974). A psychological detection method in environmental research. *Environmental Research*, 7(3), 342-352.
- [74] Berglund, B., & Nilsson, M. E. (2007). Master scaling in psychoacoustics. *Revista de Acústica*, 38(3-4), Paper-ENV01.
- [75] Berglund, B., Preis, A., & Rankin, K. (1990). Relationship between loudness and annoyance for ten community sounds, *Environment International*, 16, 523-531.
- [76] Kuwano, S., Namba, S., Takehira, O., & Fastl, H. (2009). Subjective impression of copy machine noises: An examination of physical metrics for the evaluation of sound quality. *Proceedings of Inter-noise 2009*.
- [77] Ishiyama, T., & Hashimoto, T. (2000). The impact of sound quality on annoyance caused by road traffic noise: an influence of frequency spectra on annoyance, *JSAE Review*, 21(1), 225-230.

- [78] Beyene, S., Burdisso, R. A. (1997). A new hybrid passive-active noise absorption system, *The Journal of the Acoustical Society of America*, *101*, 1512-1515
- [79] Liu, Z. S., Lee, H. P., & Lu, C. (2006). Passive and active interior noise control of box structures using the structural intensity method, *Applied Acoustics*, *67*, 112-134.
- [80] Gentry, C. A., Guigou, C., & Fuller, C. R. (1997). Smart foam for application in passive-active noise radiation control, *The Journal of the Acoustical Society of America*, *101*, 1771-1778.
- [81] Kuo, S. M., & Ji, M. J. (1995). Development and Analysis of an adaptive Noise Equalizer. *IEEE Transactions on Speech and Audio Processing*, *3(3)*, 217-222.
- [82] Gao, J., Grover, R. O., Gopalakrishnan, V., Elwasif, W., Edwards, K. D., Finney, C. E. A., & Whitesides, R. A. (2017). Steady-state Calibration of a diesel engine in CFD using a GPU-Based Chemistry Solver. *Proceedings of the ASME 2017 Internal Combustion Fall Technical Conference*.

부록

A. 공력 해석 기법

프로펠러의 공력 해석 기법은 크게 세 가지로 나누어 생각할 수 있다. 블레이드 공력 성능의 초기 예측용으로 많이 사용되는 BEMT(Blade Element and Momentum Theory), Euler Equation 또는 Navier-Stokes Equation 등의 지배방정식을 수치적으로 풀어 해석을 진행하는 CFD(Computational Fluid Dynamics), 그리고 후류 및 비정상 상태(Unsteady state) 등을 고려할 수 있는 lifting surface 이론 기반의 수치기법들이 있다[10].

BEMT는 공력 해석에 대한 연구가 진행되던 초기부터 지금까지 가장 널리 사용되는 방법으로 비교적 낮은 회전속도를 가진 프로펠러들에 대한 공력 해석에 많이 사용되었다. BEMT는 회전평면에 들어오는 유동을 2차원으로 가정하여 각 blade element의 stream tube 별 자유류와 후류 사이의 관계식을 모멘텀 밸런스를 이용하여 구하며 이를 통해 공력 해석을 진행한다. 하지만 BEMT를 사용해 공력 해석을 진행하는 경우, 비정상 상태의 유동과 같은 3차원 효과를 제대로 반영할 수 없는 단점이 있다.

CFD의 경우 최근 CPU(Central Processing Unit)의 계산 능력 향상과 GPU(Graphics Processing Unit)를 CPU와 함께 사용하는 방식의 보편화로 인해 이전보다 더 많이 사용되고 있는 추세이다[82]. CFD는 해석을 원하는 모든 유동 영역에 대해 격자화를 진행하고 Navier Stokes Equation(NSE) 와 Euler Equation(Euler Equation) 등의 지배방정식을 통해 물리량을 도출하게 된다. 하지만 CFD의 경우 회전익기 해석에 있어 몇 가지 문제점이 존재한다. 먼저, 생성된 볼텍스 후류가 전파되는 경우 소산이 크게 일어나 공력에 오차가 발생할 가능성이 크

다. 또한, CFD는 계산 비용이 매우 크기 때문에 다양한 케이스(블레이드 형상 등)에 대한 연구 진행이 어렵다.

반면, lifting surface 이론 기반의 수치기법의 경우 계산 비용이 CFD에 비해 작으며 BEMT와 달리 다양한 비정상 운용환경에서 후류 해석이 가능한 장점이 있다. 또한 여러 검증된 물리적 모델을 이용해 보다 정확한 물리량을 얻을 수 있으므로 본 연구에서는 lifting surface 이론 기반의 자유 후류 와류 격자 기법(free-wake vortex lattice method)을 사용하여 공력 해석을 진행하였다[37]. 또한, 추가적으로 등와선도 후류 모델과 곡선 와류 요소를 적용하여 해석에 소요되는 계산 비용을 감소시켰으며[38~40], 부분적으로 발생할 수 있는 압축성 효과와 점성 효과를 고려하기 위해 몇 가지 correction을 적용하였다.

1) 자유 후류 와류 격자 기법

블레이드 경계와 후류 영역을 제외한 블레이드 주위 유동은 비압축성(incompressible), 비회전(irrotational) 유동으로 가정할 수 있으며, 이러한 유동은 라플라스 방정식(Laplace' s equation)의 형태로 표현될 수 있다[37].

$$\nabla^2 \Phi = 0 \quad \langle \text{식 1} \rangle$$

(단, $\vec{V} = \nabla \Phi$)

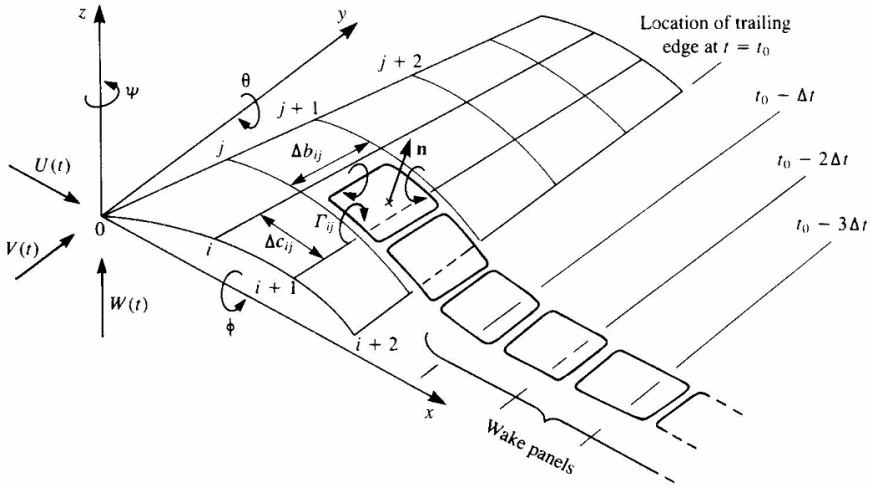
또한, 라플라스 방정식의 경우 Green의 상반 정리(Green' s reciprocal theorem)에 따르면 일반해를 경계면에 위치한 소스(source, σ)와 더블렛(doublet, μ)의 조합으로 표현할 수 있다.

$$\Phi^* = -\frac{1}{4} \int_{S_B} \left[\sigma \left(\frac{1}{r} \right) - \mu n \cdot \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \right] dS + \Phi_\infty \quad \langle \text{식 2} \rangle$$

(단, Φ_∞ 는 자유후류 속도 포텐셜)

일반해를 결정하기 위해 비침투 조건(non-penetration condition)인 Neumann 경계 조건을 적용하고 미소 교란(small disturbance) 가정 하에 얇은 에어포일 이론(thin airfoil theory)를 함께 적용하면 경계면에서의 소스와 더블렛 분포는 캠버면에서의 더블렛 분포로 치환 가능하다. 또한, 캠버면에서의 더블렛 분포는 같은 와류 크기를 가지는 와류 격자로 표현이 가능하므로 <식 2>는 결과적으로 <식 3>와 같이 표현될 수 있다.

$$\left\{ \frac{1}{4\pi} \int_{body+wake} \Gamma \nabla \left[\frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) \right] dS + \nabla \Phi_{\infty} \right\} \cdot n = 0 \quad \langle \text{식 } 3 \rangle$$



〈그림 1〉 와류 격차로 치환된 블레이드와 후류 형상[37]

이 때 쿠타 조건(Kutta condition)을 고려하면 블레이드 경계면과 블레이드 뒷전에서의 와류 강도 중 블레이드 경계면에서의 와류 강도만이 미지수가 되므로, 〈식 3〉은 〈식 4〉와 같이 전진속도 V_0 , 블레이드 변형과 피치 움직임에 의해 유도되는 속도 v , 로터 회전에 의해 유도되는 속도 $\Omega \times r$ 로 구성된 선형방정식으로 표현할 수 있다.

$$[a_{ij}] \{ \Gamma_j \} = \{ RHS_j \}$$

$$\text{where } a_{ij} = \left\{ \frac{1}{4\pi} \nabla \left[\frac{\partial}{\partial n_i} \left(\frac{1}{r_{ij}} \right) \right] \right\} \cdot n_i, \quad \langle \text{식 } 4 \rangle$$

$$RHS_j = - \left\{ \frac{1}{4\pi} \sum_{wake} \Gamma \nabla \left[\frac{\partial}{\partial n_i} \left(\frac{1}{r_{ij}} \right) \right] + (V_{0,i} + v_{rel,i} + \Omega \times r_{ij}) \right\} \cdot n_i$$

〈식 4〉로부터 계산된 와류 강도에 대해서 쿠타-주코스키 법칙 (Kutta-Joukowski theorem)을 적용하면 블레이드 경계면의 각 와류 격자에서의 힘 벡터를 계산할 수 있으며 이를 통해 블레이드에 작용하는 하중을 확인할 수 있다.

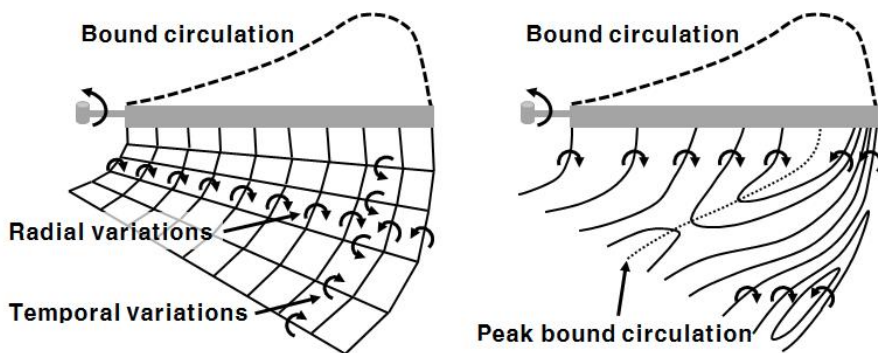
$$\vec{F}_i = \rho \vec{V}_i \times \vec{\Gamma}_i \quad \langle \text{식 5} \rangle$$

또한 압축성 효과를 반영해 보다 정확한 해석 결과를 얻기 위해 추가적으로 Prandtl-Glauert correction을 적용하였다.

$$c_{comp} = \frac{c_{incomp}}{\sqrt{1-M^2}} \quad \langle \text{식 6} \rangle$$

2) 등와선도 후류 모델

자유 후류 와류격자 기법에서는 일반적으로 후류 모사를 위해 와류격자 후류모델을 사용한다. 와류격자 후류 모델은 블레이드 뒷전의 와류 강도 분포를 코드 길이 방향의 와류격자요소로 모사하고 시간에 따른 와류 강도 변화를 블레이드 스패น과 평행한 방향의 와류격자요소로 모사한다. 하지만 본 연구에서는 계산 비용이 커지는 등의 단점을 해결하기 위해 등와선도 후류 모델을 사용한다. 등와선도 후류 모델은 강도가 일정한 와류 요소를 블레이드 뒷전의 와류 강도 분포를 모사할 수 있도록 분포시키고, 시간에 따른 와류 요소의 위치 변화를 통해 와류 강도 분포를 모사하는 방법이다[39~40]. 등와선도 후류 모델을 사용할 경우 절반의 격자를 통해 후류 형상의 모사가 가능하므로 계산 비용을 줄일 수 있으며 와류격자 후류 모델과 같은 수준의 정확도를 얻을 수 있는 장점이 있다.



<그림 2> 자유 후류 모사를 위한 후류 모델 [39]

(좌: 와류격자 후류 모델, 우: 등와선도 후류 모델)

와류 강도는 <식 7>를 통해 결정될 수 있으며, N_f 는 계산해야될 와류 요소의 수를 나타낸다.

$$\Gamma = \frac{1.2 \max[\Gamma(r, \Psi)]}{0.5 N_f} \quad \langle \text{식 7} \rangle$$

등와선도 후류 모델에서 블레이드 뒷전의 와류요소 위치는 각 시간 단계에 대해 <식 8>를 통해 계산될 수 있다.

$$\bar{r} = \frac{1}{\Gamma(r_b) - \Gamma(r_a)} \int_{r_a}^{r_b} r \frac{d\Gamma}{dr} = \frac{r_a + r_b}{2} \quad \langle \text{식 8} \rangle$$

또한, 블레이드 뒷전에서의 방출점의 위치는 계산 격자의 크기를 고려할 때, <식 9>와 같이 결정될 수 있다.

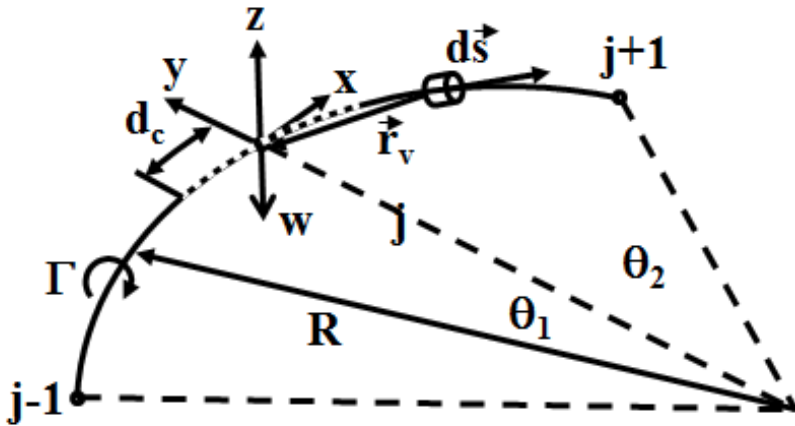
$$(r_v)_n = r_a + [(n + 0.5)\Gamma - \Gamma(r_a)] \cdot \frac{r_b - r_a}{\Gamma(r_b) - \Gamma(r_a)} \quad \langle \text{식 9} \rangle$$

3) 곡선와류요소

회전의 항공기의 경우 후류의 형상이 블레이드의 회전에 의해 곡선 형태를 가지게 된다. 이러한 후류 형상을 보다 정확하게 예측하기 위해 곡선 와류 요소를 활용한 모델링 방법이 사용되는데, 본 연구에서는 Bliss 등이 제안한 방법을 사용한다[40]. Bliss 등은 포물선 형태의 와류 요소에 대해 Biot-Savart 적분식을 적용하는 방법을 제시하고 있는데, 이 방법을 사용할 경우 정확도 및 계산 비용 등에 장점이 있음을 밝힌 바 있다.

따라서 본 연구에서는 포물선 형태의 와류 요소에 대해 <식 10>을 차용하여 회전의 후류의 유도속도를 계산하였다.

$$w = -\frac{\Gamma}{4\pi R} \ln\left(\frac{4R}{d_c}\right) - \frac{\Gamma}{8\pi R} \ln\left[\tan\frac{\theta_1}{4} \tan\frac{\theta_2}{4}\right] \quad \langle \text{식 10} \rangle$$



<그림 3> 자체유도 속도 계산을 위한 포물선 와류 요소의 형태[40]

4) 2D 공력 계수 테이블 참조

자유 후류 와류격자 기법은 비점성 유동에 기반하고 있으므로 블레이드 추력 및 유도 항력의 경우 예측이 가능하나, 형상 항력 및 실속 등에 의한 점성효과를 고려하기 어려우며 에어포일 캠버 효과도 고려하기 힘들다. 이와 같은 단점을 보완하기 위해 각 블레이드 형상별 마하수와 받음각을 기준으로 작성된 2D 공력 계수 테이블을 작성하였다. 연산 과정 중 산출된 마하수와 받음각에 대해 작성된 테이블을 통해 양력 계수(lift coefficient), 항력 계수(drag coefficient), 모멘트 계수(moment coefficient) 등을 선형 보간법으로 계산하였으며, 이를 다시 형상 항력 및 토크 계산 등에 활용하였다. 또한, 실속 이후의 양력 변화를 반영하기 위해 공력 계수 테이블로부터 실속각을 계산하며, 실속각보다 크기가 큰 받음각 영역에 대해서는 와류격자의 수직 벡터를 조정하였다. 마찬가지로, 캠버에 의한 영향을 고려하기 위해 테이블의 양력 데이터로부터 영양력각(zero-lift angle) 정보를 계산하고, 해당 위치에서 영양력각의 크기만큼 와류 격자의 수직 벡터를 보정하였다.

B. 소음 해석 기법

터보프롭 항공기를 포함한 회전익 항공기에서 발생하는 공력 소음은 크게 불연속 주파수 소음과 광대역 주파수 소음으로 분류될 수 있다.

〈표 1〉 회전익에서 발생하는 주요 공력소음

		생성원리	주요특성
회전소음	정상두께소음	블레이드의 회전	BPF에 관련된 주파수 성분
	정상하중소음	블레이드의 회전	BPF에 관련된 주파수 성분
	비정상 하중소음	날개 혹은 지지대 등의 구조물과 후류의 간섭	BPF에 관련된 주파수 성분
난류 유입 소음		대기 중 난류와 블레이드의 상호간섭	광대역소음
익형 자체 소음	난류경계층 소음	뒷전과 경계층 난류와의 상호간섭	광대역소음
	층류경계층 소음	블레이드 표면과 비선형 경계층의 상호간섭	협대역 소음
	불균일한 표면에 의한 소음	블레이드 표면의 불균일성에 의해 발생하는 불안정한 층류	협대역 소음

불연속 주파수 소음의 경우 정상 두께 소음(Thickness noise), 정상 하중 소음>Loading noise), 고속 충격 소음(High-Speed Impulsive noise, HSI), 블레이드-와류 간섭 소음(Blade-Vortex Interaction noise, BVI) 등의 블레이드 로터 회전으로 인해 발생하는 소음 성분을 의미한다. 반면 광대역 주파수 소음의 경우 난류 유입 소음(Turbulence Inflow Noise, TIN)와 익형 자체 소음(Airfoil self-noise)등의 난류의 유입, 후류의 와류 홀림에 의해 나타나는 소음 성분을 의미한다[45]. 본 연구에서는 효율적 연구 수행을 위해 음

향상사법을 적용하며 불연속 주파수 소음에 대한 소음해석을 수행한다.

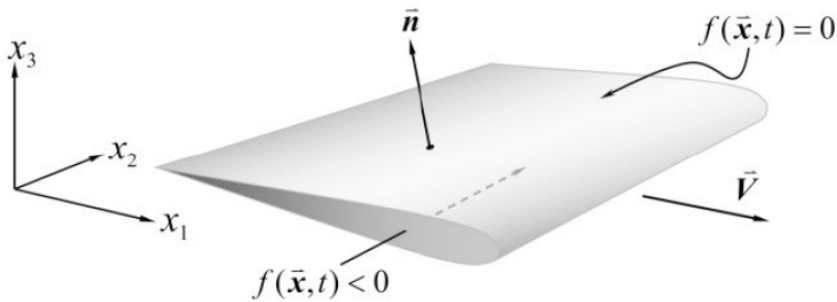
1) 불연속 주파수 소음 해석

회전체의 불연속 주파수 소음에 대한 소음도 예측을 위해 시간영역 음향상사법을 사용했다. 시간영역 음향상사법은 홀극(monopole), 이중극(dipole), 사중극(quadrupole)을 소음의 생성 항으로 두는 FW-H 방정식을 사용하여 원하는 지점의 음압을 계산하는 예측 방법이다. Ffowcs Williams 와 Hawkings[46]가 Lighthill[47]의 음향상사 이론을 적용해 임의의 움직이는 물체에 대해 <식 11>의 미분 방정식을 제안하였다.

$$\begin{aligned} & \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' \\ &= \frac{\partial}{\partial t} [\rho_0 v_n |\nabla f| \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [l_i |\nabla f| \delta(f)] - \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \end{aligned}$$

<식 11>

식에서 p' 는 음압, v_n 는 물체 표면에서의 수직 속도, l_i 는 물체 표면에서 유체에 가해지는 하중 성분, T_{ij} 는 Lighthill tensor를 나타내며, $\delta(f)$ 와 $H(f)$ 는 각각 Dirac delta 함수와 Heaviside 함수를 의미한다. 또한 ∇f 는 형상 함수로 물체 내부에서는 $f < 0$, 외부에서는 $f > 0$, 표면에서는 $f = 0$ 의 값을 가진다. (<그림 4> 참고)



〈그림 4〉 $f(\vec{x}, t) = 0$ 로 정의되는 물체 표면 도식도[48]

〈식 11〉를 살펴보면 우변의 첫 번째 항은 물체의 형상과 두께에 비례하는 홀극 소음, 두 번째 항은 물체 표면의 공기력 분포에 의해 발생하는 이중극 소음, 세 번째 항은 유체 내 비선형 효과에 의해 발생하는 사중극 소음을 나타냄을 알 수 있다. 첫 번째 두 번째 항의 경우 본 연구에서 사용되는 자유 후류 와류격자 기법에 의해 예측에 필요한 정보를 확인할 수 있으나, 세 번째 항의 경우 필요한 정보를 얻을 수 없는데, 사중극 소음의 경우 방사 효율이 M^8 에 비례하므로 낮은 마하수에서 방사 효율이 매우 낮아 다른 항들에 비해 무시할 수 있다[49]. 실제로 이전 연구에서 Farassat이 아음속 영역에서의 중요도가 낮지만 수치적 구현이 힘든 사중극 소음항을 무시하고 FW-H 방정식의 변형을 시도했는데[48], 이 방법이 낮은 마하수 영역에 대한 회전체의 소음 해석 연구에 널리 사용되고 있다. 따라서 본 장에서는 Farassat 's formulation 1A을 적용해 FW-H 방정식을 수치적으로 구현해 소음 해석을 진행하였다[48].

사중극항을 무시하고 홀극항과 이중극항에 대해 Farassat에 의해 제안된 Farassat 's formulation 1A는 〈식 12〉와 같이 정리될 수 있다.

$$\begin{aligned}
p'(\vec{x}, t) &= p'_T(\vec{x}, t) + p'_L(\vec{x}, t) \\
4\pi p'_T(\vec{x}, t) &= \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 \dot{v}_n}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS \\
&\quad + \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n (r \dot{\hat{M}}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \\
4\pi p'_L(\vec{x}, t) &= \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{l}_i \hat{r}_i}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS \\
&\quad + \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_i M_i}{r^2 (1-M_r)^2} \right]_{ret} dS \\
&\quad + \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{l_r (r \dot{\hat{M}}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS
\end{aligned}$$

〈식 12〉

〈식 12〉에서 p'_T 와 p'_L 은 각각 두께소음 성분과 하중소음 성분을 의미하며 하첨자 r 은 벡터의 관찰자 방향으로의 성분, M_i 와 L_i 위의 점은 각각 마하수와 하중 성분의 지연 시간에 대한 미분을 의미한다.

Abstract

Active Noise Control and Sound Quality of Propeller-driven Aircraft

Kiseop Yoon

Department of Mechanical and Aerospace Engineering

The Graduate School

Seoul National University

It is well known that the interior noise of the turboprop regional aircraft is composed of low-frequency components with a strong tonality. Despite the increasing demand of the regional aircraft and its importance, it is identified that the satisfaction of the passenger is not very high due to the high interior noise level. In addition, no fundamental research or solution for improving the sound quality of the aircraft interior noise is identified, since limited researches have been conducted by employing only one kind of research methodology (numerical analysis or experimental researches). Therefore, in this study, basic research is carried out to improve the sound quality of the interior noise of the turboprop regional aircraft, which is attracting attention as the next generation transportation method. For this purpose, a multi-disciplinary study linking the numerical method and the experimental method is

conducted.

In the first part of the study, numerical analysis is conducted to confirm the dominant influence of aerodynamic noise on the aircraft interior noise. At first, the reliability of numerical method (used for the analysis of aerodynamic performance & noise characteristic) is validated in Section 2. and ‘SR-3’ propeller which was designed for the turboprop aircraft in NASA is used for the validation. Furthermore, the reliability of noise characteristic prediction method is identified, after the reliability of aerodynamic performance prediction method is validated. For the validation of the aerodynamic performance prediction method, free-wake vortex lattice method with constant vorticity contour wake model and curved vortex elements is employed. In addition, the validation is conducted by using the experimental data measured in the previous studies. For the validation of the noise characteristic prediction method, acoustic analogy is used. Like the ‘aerodynamic performance prediction’ case, the validation is conducted by using the experimental data determined from the previous studies. Next, in section 3, analytical model for the prediction of aircraft interior noise as well as the numerical methods validated in Section 2 are used to confirm the influence aerodynamic noise on the aircraft interior noise. By using the numerical methods & analytic model, one third octave band spectral data of containing BPF component is calculated, and the data is compared with the data which was actually measured on the operating aircraft.

In the second part of the study, experimental study is conducted to confirm the annoyance reduction effect obtaining by applying

the active noise control method to the aircraft interior noise. At first, the cognitive characteristic of the noise is identified by estimating the perception threshold of the psychoacoustic factors. Through the empirical results, the sensitivity of the noise to the frequency band is analyzed, also various cases that can be considered when applying the active noise control method is analyzed. Next, in Section 5, the noise reduction effect, which can be obtained by employing the active noise control method is shown using experimental method. For the application, software design as well as hardware design is performed, and modal analysis on the experimental space is conducted to arrange the control device in proper position. Furthermore, the effect of active noise control according to the complexity of the system is confirmed, and the results are analyzed in connection with the empirical result of the Section 4. Finally, in Section 6, the effect of annoyance reduction by applying the active noise control method is confirmed by analyzing the correlation between psychoacoustic factors and annoyance. When performing the jury test, the ‘master scale’ is used to exclude the influence of the unexpected elements and to reflect the individual characteristics of the subjects in the empirical results. Furthermore, the regression analysis method is used to identify the correlation between psychoacoustic factors and annoyance. In the end, the effect of active noise control method is analyzed from the psychoacoustical point of view, and the application method and future development direction of active noise control are examined.

keywords : Propeller-driven aircraft noise, Aerodynamic prediction, Aeroacoustic prediction, Perception limit, Sound quality analysis, Active noise control, Annoyance estimation

Student number : 2011-20728